云雾爆轰

白春华　梁慧敏　李建平　张　奇◎著



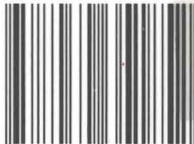
科学出版社

(TJ-0005.0101)

云　雾　爆　轰



www.sciencep.com



ISBN 978-7-03-035185-2

定价：78.00元

云雾爆轰

白春华　梁慧敏
李建平　张　奇　著

科学出版社
北　京

内 容 简 介

云雾爆轰是爆轰学的重要组成部分，是由云爆武器发展推动形成的一门新兴科学。主要研究问题包括：云雾爆轰燃料、云雾爆轰控制、云雾爆轰威力评价等。

本书内容包括绪论和三篇共9章内容。在绪论中主要介绍了云雾爆轰特点及其发展过程等内容。在第一篇中，系统地介绍了处于当前领先水平的固液混合云爆燃料的设计理论与研究方法，并进一步介绍了典型两次引爆型和一次引爆型云爆燃料作用机理、配方设计以及主要性能等内容。在第二篇中，分别介绍了两次引爆型和一次引爆型云雾爆轰控制理论与技术，并较系统地介绍了两次引爆型子母式航空云爆弹技术。在第三篇中，介绍了云爆威力测试方法和云爆威力评价方法，以及基于实验测试结果计算云爆等效 TNT 当量方法等。本书包含较完整的云雾爆轰内容，且绝大部分内容是作者的科研成果，具有系统性和先进性。

本书可作为从事云雾爆轰基础与应用科学研究的参考书，同时可作为力学、安全科学与工程、兵器科学与技术等学科教师和学生教学参考书。

图书在版编目(CIP)数据

云雾爆轰/白春华等著. —北京：科学出版社，2012
ISBN 978-7-03-035185-2

Ⅰ.①云… Ⅱ.①白… Ⅲ.①爆炸-研究 Ⅳ.①O643.2

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2012)第 167172 号

责任编辑：张 析 刘志巧 / 责任校对：林青梅
责任印制：钱玉芬 / 封面设计：东方人华

科学出版社出版
北京东黄城根北街 16 号
邮政编码：100717
http://www.sciencep.com
北京佳信达欣艺术印刷有限公司印刷
科学出版社发行 各地新华书店经销
*
2012年7月第 一 版 开本：787×1092 1/16
2012年7月第一次印刷 印张：19 插页：4
字数：432 000

定价：78.00 元

(如有印装质量问题，我社负责调换)

前　言

今年是本人从事云雾爆轰问题研究二十年，其他几位作者也都有十年以上的研究经历。出版本书的第一个目的是对我们的研究工作做总结，为当前和今后从事相关工作或有兴趣的人员提供参考。同时，也作为对二十年风风雨雨日子的纪念。另一个目的是想表明我们对有关云雾爆轰问题的观点和认识，试图为今后正确开展云雾爆轰基础和应用研究起到一定作用。

云雾爆轰是爆轰学的重要组成部分，主要研究问题包括：云雾爆轰燃料、云雾爆轰控制、云雾爆轰威力评价等。云雾爆轰具有军民两方面应用背景，最突出的应用背景是云爆武器，通常称云爆弹。云雾爆轰理论与技术是由云爆弹推动发展起来的，也可以说没有云爆弹的推动就没有今天云雾爆轰理论与技术的发展。

云爆弹是20世纪60年代美国首先发展起来的一种新概念武器装备，它改变了常规武器弹药的理念，是常规武器发展的一场革命。云爆弹装填的不是炸药，而是不含氧或含少量氧的燃料。在武器战斗部到达目标处首先依靠云雾形成控制结构将战斗部装填的燃料向空气中分散，形成燃料空气云雾(也叫燃料空气炸药)。当燃料空气云雾达到理想爆轰状态时，通过云雾爆轰控制结构起爆燃料空气云雾，实现大范围爆轰。大范围爆轰，也叫体积爆轰，是云爆弹的突出特点。大范围爆轰直接作用和由其产生的冲击波作用是目标毁伤的主要因素。

有关云爆弹特点及其发展过程，在本书绪论(第1章)中做了介绍。由于云爆弹具有较复杂作用机理、结构构成和毁伤效应，再加上近年来温压武器的出现，使我国云爆弹研制中出现了混乱局面。有的把混合炸药当成了云爆装药，有的将云爆弹研制成了常规爆破弹等。在此，有必要澄清云爆弹的判别标准和云爆弹关键技术，希望不要出现概念和认识错误，不再研制出错误产品，不给国家带来重大损失。

云爆弹判别标准，回答什么是云爆弹。判别云爆弹的标准是，战斗部终点作用过程首先具有装填燃料与空气混合过程，形成大体积爆轰反应区，空气中氧气须作为氧化剂参与爆轰反应并对爆轰状态提高起到作用。正如前面所说，形成燃料空气云雾并实现体积爆轰是云爆弹的核心特征，同时也是判别是否云爆弹的标准。

云爆弹研制关键技术，回答怎么研制云爆弹。研制云爆弹最重要的技术是战斗部系统匹配技术，也就是说云爆弹战斗部系统各组成部分匹配好坏决定云爆弹的性能。云爆弹战斗部系统主要组成部分包括：装填燃料、弹体结构、引信以及减速伞等。系统匹配技术研究的核心内容是，以实现最大云雾爆轰威力为目标，确定战斗部系统各组成部分匹配关系。

云雾爆轰在民用上也具有很好的应用前景。由于云雾爆轰具有体积爆轰的特点，在约束空间内能够对约束物体产生直接的爆轰作用，可以对约束物体产生有效均匀破坏。

因此，云雾爆轰技术可以应用到爆破控制工程中建筑物拆除。此外，基于云雾爆轰过程消耗空气中氧气并产生大范围冲击波等特点，可以利用云雾爆轰过程实现有效扑灭火灾。

本书包含了云雾爆轰问题的主要内容，共分三篇，分别是：云雾爆轰燃料、云雾爆轰控制和云雾爆轰威力评价。书中绝大部分内容是我们的科研成果。在内容设置上，力求具有系统性和先进性，成为我国乃至世界有关云雾爆轰方面的第一本专著。

第一篇包括 3 章。首先介绍了固液混合云爆燃料及其特点（第 2 章）。系统地介绍了处于当前领先水平的固液混合云爆燃料的设计理论与研究方法，包括新型固液混合燃料结构状态，燃料中固、液以及气泡之间相互作用以及研究固液混合燃料理化性能方法和固液混合燃料制备与装填方法等。然后主要介绍了在新型固液混合燃料设计理论指导下，研制成功的典型两次引爆型云爆燃料（第 3 章）和一次引爆型云爆燃料（第 4 章）作用机理、配方设计以及主要性能等内容。这样既介绍了先进云爆燃料研究方法，同时又提供了具有直接参考价值的数据结果。

第二篇包括 3 章。首先分别介绍了两次引爆型云爆控制（第 5 章）和一次引爆型云爆控制（第 6 章）理论与技术。两次引爆型云爆控制技术包括：定点强起爆方法、燃料分散装药结构、子母式弹体结构和整体式弹体结构等。这些内容构成了实现两次引爆型云爆可靠控制的系统技术，并结合先进的两次引爆型固液混合燃料给出了具体结构形式以及实验和计算结果。一次引爆型云爆控制技术核心是实现云爆燃料边分散边爆轰，具体内容包括：分散起爆方法、分散起爆装药结构、强弹体结构以及装药质心控制结构等。这些内容能够满足不同弹种弹体结构设计需要。最后较系统地介绍两次引爆型子母式航空云爆弹技术（第 7 章）。同时满足两次引爆型、子母式、航空炸弹要求的云爆弹，是系统复杂、研究难度较大的弹种，也是最适合装备的弹种，本书有必要将经过千辛万苦研究获得成功的技术供大家分享。

第三篇包括 2 章。首先介绍了云爆威力测试（第 8 章），该项内容是云爆基础研究和云爆弹研制重要组成部分。内容包括：在实验室和靶场两种环境条件下开展云爆威力测试的实验装置和云爆过程各种参数测量方法等，构成了开展云爆基础研究和应用研究较系统的实验方法。最后介绍了云爆威力评价（第 9 章），包括：云爆威力评价指标、云爆毁伤评价准则以及云爆 TNT 当量等效计算方法等。提出了适合云爆威力以及毁伤的评价方法，并进一步基于云爆实验测试结果计算云爆等效 TNT 当量方法，为云爆弹研制和考核验收提供了必要的也是急需的手段。

本书的出版与有关单位支持和众多人员参与是分不开的。首先要感谢支持我们开展有关云雾爆轰基础研究和应用研究的单位，包括：中国人民解放军总装备部（含原国防科学技术工业委员会）、中国兵器工业集团公司、中国北方工业公司、中国兵器科学研究院、国家自然科学基金委员会、爆炸科学与技术国家重点实验室（北京理工大学）等。

感谢参加我们有关云雾爆轰问题研究工作的所有人员。除其他几位作者外，先后参加研究工作的老师还有：刘庆明、王仲琦、郭彦懿、吴凤元、王云艳、林江等。作为学生参加工作的有：蒲加顺、肖绍清、孙晓明、熊祖钊、范喜生、王飞、赵永涛、李晓东、蒋丽、陈默、张

博、赵玉坤、裴益轩等。还要感谢时刻关心我们和支持我们的家人。本书的出版是上述人员共同努力的结果。

在本书编写过程中，我们几位作者构成了一个有机的整体。本书整体结构、章节内容甚至保密内容处理等都是共同研讨的结果。本人作为本书编写工作的组织者，确定了本书整体结构和具体内容，并执笔撰写了第1章。梁慧敏老师撰写了第一篇共3章，李建平老师撰写了第二篇共3章，张奇老师撰写了第三篇共2章。此外，梁慧敏老师还承担了本书多次修改和校对等工作。

最后，感谢爆炸科学与技术国家重点实验室（北京理工大学）对本书出版的资助，感谢科学出版社和张析编辑给予的大力支持与帮助。

白春华

2012年7月21日

目　　录

第二篇　云雾爆轰控制

第1章　绪　　论

1.1　云雾爆轰及其特点

本书中“云雾爆轰”含义是，本身不具备爆轰条件的燃料在爆炸等动载荷作用下与空气混合形成满足爆轰条件的燃料空气炸药云雾，并通过适当方法控制时间、位置和能量等条件起爆燃料空气炸药云雾并实现爆轰。云雾爆轰是由在当前常规武器装备中占有特殊地位的云爆武器(通常称为云爆弹)发展形成的一门新兴科学技术；反过来，云雾爆轰也是推动云爆弹发展的理论和技术基础。云雾爆轰包含的科学问题主要有：形成高能量燃料空气炸药云雾的云雾爆轰燃料理论与技术(简称为云雾爆轰燃料)，实现燃料空气炸药云雾可靠爆轰的云雾爆轰控制理论与技术(简称为云雾爆轰控制)，以及科学评价云爆弹毁伤能力的云雾爆轰威力评价方法(简称为云雾爆轰威力评价)等。

云雾爆轰过程是云爆弹终点作用过程的完整体现。与常规弹药终点的高能炸药爆轰相比，云爆弹的云雾爆轰具有以下显著特点[1]。

一、装药效率高

由于初始装填的燃料自身不具备爆轰条件，其爆轰反应的氧化剂来源于当地空气中的氧气，因此云雾爆轰反应产生的能量可达数倍TNT当量。下面以TNT高能炸药、液体环氧丙烷燃料和固体铝粉燃料为例分析云雾爆轰能量。

TNT炸药爆轰反应方程式为



$$C_7H_5O_6N_3 = 2.5H_2O + 3.5CO + 3.5C + 1.5N_2 \quad (1\text{-}1)$$

式中，TNT炸药爆轰反应的氧化剂来源于TNT炸药本身，其质量占TNT总质量的42.3%，最终产生爆热为1.09 kcal①/g。

环氧丙烷燃料云雾爆轰反应方程式为



$$C_3H_6O + 4O_2 = 3CO_2 + 3H_2O \quad (1\text{-}2)$$

式中，环氧丙烷燃料云雾爆轰反应的氧化剂来源于空气中的氧气，其质量占总反应物质量的71.3%，爆轰反应产生的爆热为5.91 kcal/g，爆轰等效TNT当量的5.42倍。

铝粉燃料云雾爆轰反应方程式为



$$Al + 0.75O_2 = 0.5Al_2O_3 \quad (1\text{-}3)$$

式中，铝粉燃料云雾爆轰反应的氧化剂同样来源于空气中的氧气，其质量占总反应物质量的47.1%，爆轰反应产生的爆热为7.2 kcal/g，爆轰等效TNT当量的6.6倍。

① cal为非法定单位，1 cal=4.184 J。

二、爆轰体积大

云雾爆轰是通过炸药爆炸载荷等作用使燃料在空气中分散，形成燃料空气炸药云雾，在云雾达到爆轰浓度的条件下起爆，形成大范围的爆轰区。一般燃料装填密度为 10^0 g/cm^3 量级，云雾爆轰燃料浓度为 10^{-4} g/cm^3 量级，即燃料空气炸药云雾爆轰体积是燃料装填体积的 10^4 倍量级。而高能炸药爆轰发生在装药内部，爆轰体积与装药体积相当。

三、压力衰减缓慢且冲量大

云雾爆轰过程中，爆轰区内部产生爆轰波，爆轰区外部产生冲击波，它们共同构成云雾爆轰压力作用区，超压载荷是云爆弹产生的最主要的毁伤因素。云雾爆轰产生的峰值超压随距离衰减缓慢，且云雾爆轰在每一点产生的超压随时间衰减缓慢，具有较大的冲量。无论是峰值超压随距离衰减，还是空间点超压随时间衰减，云雾爆轰与高能炸药爆轰具有明显的不同之处。图 1-1(a)为云雾爆轰与高能炸药爆轰的峰值超压随距离衰减曲线的比较，图 1-1(b)为云雾爆轰与高能炸药爆轰的空间点超压随时间衰减曲线的比较。

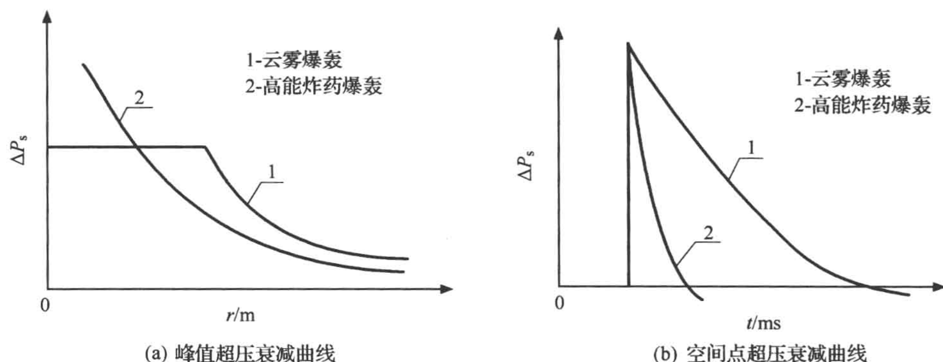


图 1-1 云雾爆轰与高能炸药爆轰的超压衰减曲线比较示意图

四、毁伤因素多

云雾爆轰除产生超压毁伤因素外，还会产生热辐射、缺氧、地震波等多种毁伤因素。在云雾爆轰产生大体积爆轰区的同时还会产生大体积高温火球，高温火球的温度高达 10^3℃量级，持续时间为 10^2 ms 量级。由于云雾爆轰反应会消耗空气中的氧气，在云雾爆轰区内会产生缺氧，缺氧时间取决于周围空气的扩散过程。云雾爆轰为大体积爆轰过程，在地面上作用时会产生地震波效应，地震波沿地表和地下向外传播。

云雾爆轰的特点决定了云爆弹的作战使用方法。云爆弹终点作用的核心特点是产生大体积爆轰、超压衰减缓慢以及产生大体积高温火球等目标毁伤因素。只有充分发挥其优势和特点，才能实现对战场目标的高效毁伤。云爆弹能够产生高效毁伤的目标包括以下 3 类。

一、复杂环境和隐蔽条件下的目标

云爆弹终点作用过程首先是燃料在空气中扩散，形成大体积燃料空气炸药云雾，然后将其引爆产生大体积云雾爆轰区。由于扩散能够使燃料进入复杂环境和隐蔽防护的目标内部或周围，形成燃料空气炸药云雾，云雾爆轰后能够对目标产生爆轰直接作用，从而达到对目标的高效毁伤效果。而高能炸药弹药爆轰发生在战斗部内部，向外传播的冲击波及破片是以战斗部为中心向外运动的，对直接暴露的目标能够产生有效毁伤，对隐蔽或遮挡的目标不能产生直接作用，难以取得有效的毁伤效果。因此，云爆弹能够产生高效毁伤效果的目标包括：拥有战壕、工事、掩体等隐蔽设施的人员和装备；隐蔽在山洞、山区、丛林中的人员和装备；港口、机场、建筑群等物质密集区的人员和装备等。图 1-2 为云爆弹有效毁伤隐蔽目标的示意图。

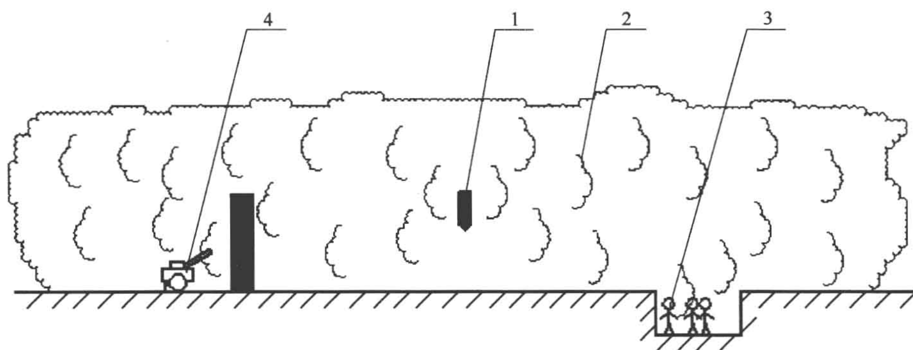


图 1-2 云爆弹有效毁伤隐蔽目标的示意图

1-云爆战斗部；2-燃料空气炸药云雾；3-战壕中人员；4-挡墙后装备

二、暴露的面软目标

面软目标是指分散布置的对低超压和大冲量敏感的目标。由于云爆弹终点作用能够产生低超压、大冲量的超压场，其最大峰值压力在 MPa 量级，冲量在 MPa · ms 量级。因此，云爆弹适合打击的目标有：停机坪飞机、无装甲集群车辆和通信指挥中心等。

三、易燃易爆物质

由于云爆弹终点作用能够产生大体积高温火球，且温度高达 10^3℃量级，持续时间长达 10^2ms 量级，能够达到部分易燃易爆物质的引燃引爆条件，产生引燃引爆，并能进一步引起系统燃烧或系统爆炸。这类目标存在的场所有：化工厂、燃料库和弹药库等。

对缺氧导致人员窒息效应的分析如下。云爆弹爆轰反应区内部确实会出现无氧或缺氧的现象，如果人员暴露于其内部就能够产生窒息效应。但需要指出的是，对于暴露人员来说，他们会同时受到爆轰产生的超压作用和窒息作用。而超压对人员的毁伤条件是 10^{-1} MPa 即可致死，而云雾爆轰区内的超压达到 10^0 MPa 量级，远大于人员毁伤条件，且作用时间在 ms 量级。因此，暴露在爆轰区内的人员首先会因超压作用致死，而来不及受

到缺氧产生的窒息毁伤。

1.2　云雾爆轰燃料发展综述

云雾爆轰燃料简称为云爆燃料，是随云爆弹发展起来的一种特殊燃料，它有别于通常意义上的民用工业和日常生活中使用的燃料，也不同于常规武器装填的高能炸药。但从燃料定义上来说，这类燃料也具有与通常燃料相同的基本特征，其本身不含氧化剂，与外界空气混合后即可发生氧化反应放出能量，实现对外界做功[2]。但云爆燃料与外界空气混合后的化学反应是爆轰反应，爆轰即物质能量释放的极限状态，以其最大的反应速率释放能量，产生压力、温度等状态突变，实现对爆轰区域内以及爆轰区域外目标的有效毁伤。从武器装药定义上来说，这类燃料又满足武器装药定义，即装填在武器战斗部中并为武器毁伤目标提供能量。但其在武器作用过程中与常规高能炸药装药具有本质不同，常规高能炸药装药本身能够达到爆轰化学反应的条件，自身带有氧化剂，爆轰化学反应发生在战斗部内部，爆轰状态与外界条件无关。而云爆弹装填的燃料本身不具备发生爆轰反应的条件，必须将其与当地空气混合形成燃料空气炸药云雾，再将其引爆才能发生爆轰反应。

云爆燃料研究是云爆弹研究的重要组成部分。云爆弹包括两种类型，即两次引爆型和一次引爆型。云爆弹是从两次引爆型发展起来的，同样云爆燃料研究也是从两次引爆型燃料研究开始的。到目前为止，云爆燃料研究经历了半个多世纪的发展，呈现了不断失败、不断进步的发展过程[3~5]。最早的云爆燃料选择的是易分散和易爆轰的气体燃料，如丙烷、丙二烯等[6]。气体燃料以分子形式存在，通过在空气中自由扩散即可满足爆轰所要求的物理状态，且气体燃料空气混合物具有较小的起爆能量，易于起爆和爆轰传播。从实现爆轰的角度来说，气体燃料是一种理想的云爆燃料。但从武器装药要求上来说，气体燃料具有明显不足。武器装药的基本要求是能量大，能量是由物质本身的能量特性和装药量两方面决定的。即使气体燃料本身的能量特性能够满足武器需要，但最大问题是气体燃料的装填密度太低，常温常压下气体燃料的密度为 10^{-3} g/cm^3 量级，装填量太少，战斗部装药总能量远远不能满足武器需要。若通过加压提高气体燃料装填密度，会给战斗部强度提出特殊要求，致使战斗部无法满足分散燃料等基本要求。因此，气体燃料很难成为云爆弹产品的装药，世界各国也没有将气体燃料作为云爆弹武器装备的主要燃料。

为了克服气体燃料装填密度低的问题，人们首先选择液体燃料作为云爆弹装填燃料[7~9]。美国选择了环氧烃类燃料作为云爆弹装填燃料[10]，他们首先选择的是环氧乙烷液体燃料，其装填密度为 0.87 g/cm^3，约为丙烷气体燃料的 10^3 倍。云爆弹装填燃料除具有装填密度大的特点外，还必须能够形成易于实现爆轰的燃料空气炸药云雾，即在空气中具有良好的雾化性能，因此选择燃料的另一个重要指标是沸点，环氧乙烷燃料的常压沸点是 10.5℃。美国在进行了充分的研究工作之后，将环氧乙烷液体燃料应用到了武器装备中[11,12]。其中，CBU-55B 航空云爆弹就是应用的典型产品，成为世界上第一个云爆弹产品，并在越南战争中首次投入战场使用，产生了特殊的目标毁伤效果，同时对常规武器装备的发展产生了重大影响。随着人们对云爆弹需求的增长，对云爆弹装填燃料提出了更高要求。环氧乙烷燃料基本的威力能够满足要求，但发现其在高温长贮过程中出现了聚

合现象，易挥发，且具有较大的毒性[13]。在这种情况下，美国开始了寻找代替环氧乙烷的新燃料的研究工作[14]。研究工作仍局限在环氧烃类燃料，最终确定环氧丙烷燃料作为新一代云爆燃料。环氧丙烷与环氧乙烷相比，装填密度和分散爆轰性能相当，其装填密度为 0.83 g/cm^3，常压下沸点为 33.9 ℃，但物理和化学稳定性及毒性都明显优于环氧乙烷燃料。美国基于环氧丙烷液体燃料开发了一批云爆弹武器型号用于装备部队，并在 1991 年海湾战争中大量投入使用，取得了很好的战术和战略效果。目前环氧丙烷液体燃料仍是美国装备云爆弹型号的主体燃料。

苏联的两次引爆型云爆弹燃料研究走了自己的发展道路。苏联结合自己的国情选择液体碳氢化合物作为云爆燃料[15]，主要是石化产品或石化副产品，如戊二烯(C_5H_8)等。1,3-戊二烯燃料在常温常压下的装填密度为 0.68 g/cm^3，比美国环氧丙烷燃料低，常压下的沸点为 42.3 ℃，比美国环氧丙烷燃料高。苏联云爆燃料的理化性能与美国的环氧丙烷相当，但这种燃料符合他们自己的国情，来源广泛，价格低廉。苏联基于液体云爆燃料研究成果开发了两次引爆型云爆弹装备型号，其中“ОДАБ-500П 航空云爆弹”是典型产品[16]，据报道该产品在苏联阿富汗战争和俄罗斯车臣战争中都投入了使用，取得了预期的效果。

随着云爆弹在战争中作用的突现，世界军事大国更加重视云爆弹装备的发展，将提高云爆弹威力提到了重要位置，给云爆燃料研究提出了更高要求[17]。美国和俄罗斯等国家先后开展了含高热值金属粉的云爆燃料的研究工作。研究工作采取两条技术路线：一是在原有的液体燃料中添加金属粉，形成液固混合燃料，以达到提高云爆燃料能量的目的；二是开展全固型云爆燃料的研究工作，开发一种全新的云爆燃料，目的是大幅度提高云爆弹装填燃料能量。

在液固混合燃料研究方面，美国首先开展了在环氧丙烷液体燃料中加入高密度、高热值、低耗氧铝粉等的研究工作[18]，在云爆弹威力性能上取得了明显效果。试验结果表明，在环氧丙烷液体燃料中加入质量分数为 30%的铝粉，这种燃料空气炸药的云雾爆轰峰值超压从原来的 2.3 MPa 提高到 3.0 MPa，提高近 30%。但其出现了武器应用性能的问题，即状态稳定性问题。加入液体环氧丙烷中的铝粉，由于存在较大的密度差，出现了铝粉沉降现象，不均匀状态的燃料对燃料的分散和起爆都会产生严重影响。为了解决铝粉沉降问题，美国首先开展了增稠液体以提高液体悬浮能力的研究工作[19]，选择 MOA(失水山梨醇单油酸酯)和 Span-80(脂肪醇聚氧乙烯醚)为增稠剂，使铝粉与环氧丙烷形成悬浮乳状液，然后采用胶凝化技术[20]，加入多元醇和胶凝剂(二氧化硅、炭黑、辛酸铝等)以胶凝环氧丙烷与铝粉混合物[21,22]，得到了状态稳定的凝胶状液固混合燃料。但是，由于增稠和胶凝使液体黏度增大，在炸药爆炸载荷驱动下燃料在空气中不易破碎和雾化，达不到稳定起爆和爆轰的条件，最终导致云爆弹终点爆轰率下降。该项研究工作未取得预期成果，液固混合燃料没有研制成功，当然没有形成武器装备。

全固型燃料研究方面，美国、苏联等选择了铝粉、镁粉等金属粉，其热值高、密度大、耗氧较低，更重要的是这些组分具有较好的武器化应用性能，包括：来源广泛、价格低廉及对人员和环境危害较小。美国科学家首先研究了微米片装铝粉在自由场条件下的起爆和爆轰性能，结果表明[23]：微米片装铝粉空气混合物在自由场中爆轰峰值超压能达到 5.0

MPa，比环氧丙烷等液体燃料提高一倍以上，说明高热值金属粉具有非常明显的威力优势，但其临界起爆药量为 2.27 kg C4 炸药。因此，铝粉等金属粉作为云爆燃料存在两方面问题：一是金属粉自然状态下密度低，如铝粉自然状态密度约为 0.5 g/cm^3，装入战斗部中状态不稳定，在勤务处理条件下密度会发生改变，无法满足武器化要求。若采用加压工艺提高装填密度，会增加金属粉颗粒间结合能，在炸药爆炸载荷作用下会产生烧结结块，无法形成稳定起爆和爆轰传播的燃料空气炸药云雾，最终导致云爆弹终点爆轰率低。二是金属粉空气混合物临界起爆药量过大，武器难以满足。微米片装铝粉空气混合物临界起爆药量大于 2.27 kg C4 炸药，在武器中应用时为提高作用可靠性，应选择一倍以上的起爆系数，即云爆弹云雾起爆药量至少达到 4.54 kg C4 炸药，相当于 5 kg 以上的 TNT 炸药，这在大多数武器中都难以满足。正是因为上述两个问题没有解决，至今全固体组分云爆燃料仍未研制成功。长期以来，两次引爆型云爆燃料研究是否成功和能否推广使用取决于其综合性能好坏，其中包括燃料本身具有的威力性能（如装填密度、云雾爆轰参数等）和燃料空气炸药云雾的形成性能（如液体的破碎雾化、固体颗粒表面结合能等），还包括武器化应用性能（如安全性、长储性及原材料来源等）。具备先进性能的两次引爆型云爆燃料是永恒的研究课题。典型的两次引爆型云爆燃料的分散和爆轰过程如图 1-3 所示。

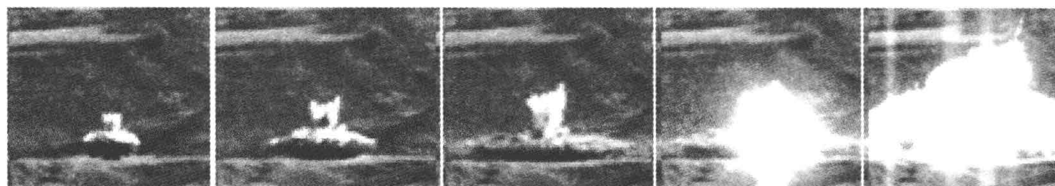


图 1-3　两次引爆型云爆燃料的分散和爆轰过程

一次引爆型云爆弹装填燃料要以满足一次引爆型云爆弹终点边分散边爆轰过程为前提，再综合考虑武器化应用性能[24]。一次引爆型云爆燃料与两次引爆型云爆燃料具有相同之处，也具有明显的不同之处。相同之处在于，两种云爆燃料均需具有高威力性能，同时必须具有较好的分散性能，空气必须参与爆轰反应；不同之处在于，由于在燃料分散的初始阶段空气进入很少，一次引爆型燃料自身要带有一定量的氧化剂，以满足初期云雾爆轰使用。因此，一次引爆型云爆燃料要具有实现边分散边爆轰的感度梯度、氧含量梯度等性能。图 1-4 为一次引爆型云爆燃料的边分散边爆轰过程。

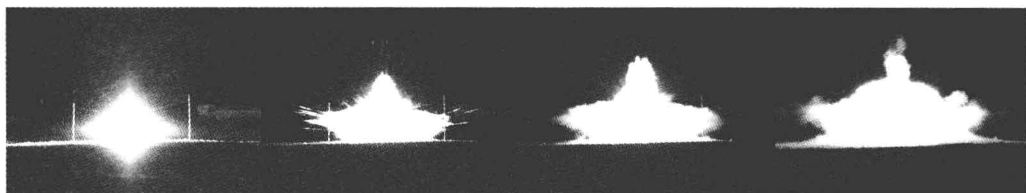


图 1-4　一次引爆型云爆燃料的边分散边爆轰过程

苏联一次引爆型云爆燃料的研究工作开展较早，并迅速研制成功了一次引爆型云爆弹型号产品[25]，典型产品为“什米尔-2”单兵云爆火箭弹。“什米尔-2”单兵云爆火箭弹装填燃料由固体镁粉和液体硝酸异丙酯组成，固液质量比为54∶46。制备工艺很简单，按组分比例将液体倒入固体中即可。

1.3 云雾爆轰控制发展综述

云雾爆轰控制技术主要包括云爆弹战斗部系统匹配技术和结构技术，它们直接指导云爆弹战斗部系统设计，其设计目标是实现云爆弹终点可靠爆轰。云爆弹战斗部系统设计与常规高能炸药战斗部系统设计具有显著不同。常规高能炸药战斗部系统设计的重点是战斗部壳体结构设计，装药、引信等部件通过选择完成。高能炸药战斗部壳体的作用是承载炸药装药、引信等部件，同时战斗部壳体在爆炸载荷作用下形成杀伤破片。常规高能炸药战斗部壳体结构的设计目标是，满足总体对战斗部质量、质心、转动惯量等要求，能够承受武器勤务处理过程中和武器发射过程中的振动冲击等作用，以及满足壳体形成破片的要求等。高能炸药战斗部系统通常由炸药装药、壳体、引信等组成，终点作用过程比较简单，即引信起爆炸药、炸药爆轰、壳体破碎，形成爆炸冲击波和杀伤破片，装药爆轰性能与战斗部壳体结构无关。而云爆弹战斗部系统构成复杂，系统匹配关系强，且战斗部系统匹配关系决定了云爆弹终点爆轰威力。云爆战斗部系统匹配关系设计是云爆弹战斗部系统设计的重中之重，每个部件的设计都以满足系统匹配关系为前提。

云雾爆轰控制技术是随云爆弹发展起来的，反过来云雾爆轰控制技术的发展推动了云爆弹装备的发展。与云爆燃料研究一样，美国首先开展的云雾爆轰控制技术是从两次引爆型云爆弹开始的[26]。最初为了回避高强度和不对称性弹体条件下云爆弹燃料分散的难题，选择云爆弹为子母弹形式，云爆战斗部子弹系统如图1-5所示。云爆战斗部系统由一次引信、燃料、分散装药、二次引信、壳体等组成[27,28]。装填燃料为环氧乙烷液体燃料；一次引信为触杆定炸高引信，炸高控制在1 m左右；二次引信为爆炸抛掷触发引信，焊接在战斗部壳体上，依靠燃料分散装药爆轰载荷抛掷到云雾中；战斗部壳体材料为均匀薄铝合金材料，为了易于燃料分散且不损失弹体轴向强度，在壳体上刻有纵向槽。子弹系统终点作用过程为，子弹从母弹抛出后开始下落，在此过程中一次引信解除保险处于待发状态，引信触杆触地引爆燃料分散装药，炸药爆轰载荷作用打开战斗部壳体，随后将燃料抛入空气中，同时将焊接在壳体上的二次引信抛出并启动延迟装置，当燃料与空气混合达到爆轰浓度时，二次引信起爆燃料空

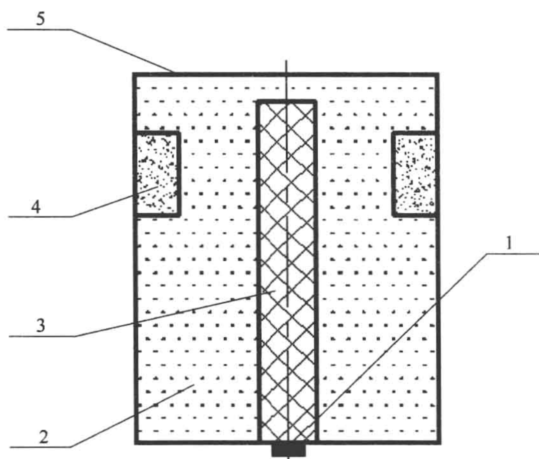


图1-5 美国最初云爆战斗部结构

1-一次引信；2-燃料；3-分散装药；4-二次引信；5-壳体

气炸药云雾产生爆轰,云雾爆轰产生的爆轰波和向外产生的冲击波等对目标产生毁伤。

虽然美国基于上述云雾爆轰控制技术研制并装备了一批型号产品[29],并在战场上取得了较好的应用效果,但从中也发现了一些问题,其核心问题是终点爆轰率低。分析发现,影响终点爆轰率的主要原因是二次引爆位置具有随机性,即由于二次引信焊接在壳体上,爆炸载荷抛掷引信的飞行轨迹不确定[30]。如果二次引信在云雾中起爆就能实现爆轰,如果在云雾外或边界起爆,就会产生不爆或燃烧等现象。为了解决这一问题,美国开展了控制二次引信运动轨迹的研究工作[31]。取消了二次引信依靠燃料分散装药载荷抛掷的设计,将二次引信放置在战斗部顶端,并设计运动轨道,依靠火药推动二次引信在轨道运动一定距离后飞出,使引信飞行角度和飞行速度实现可控,火药点火由一次引信完成,并保证引信脱离轨道后引爆燃料分散装药。基于该项云爆战斗部系统匹配技术设计的云爆战斗部结构如图 1-6 所示,该结构有效地解决了终点爆轰率低的问题,使武器装备具有更好的终点目标毁伤效果。

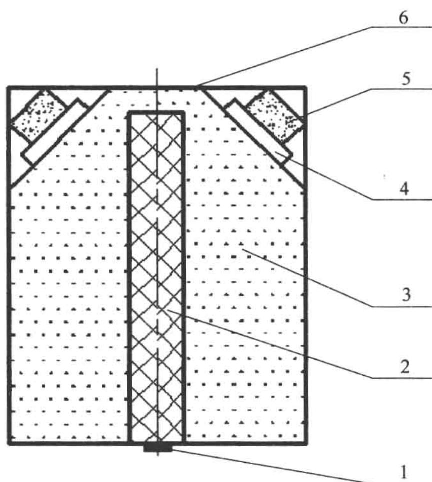


图 1-6　控制二次引信轨迹的云爆战斗部结构
1—一次引信;2-分散装药;3-燃料;4-抛射装置;5-二次引信;6-壳体

苏联首先开展了整体式两次引爆型云雾爆轰控制技术的研究工作[32]。为了克服壳体强度高和不对称对燃料分散的影响,采用在壳体内部对称布置用于开壳的炸药药柱,如图 1-7 所示。在中心燃料分散装药起爆前先起爆壳体内部开壳炸药,在壳体打开后再分散燃料,使燃料分散不受壳体强度和结构的影响。苏联基于该项技术研制成功了整体式两次引爆型云爆弹型号产品并装备部队[16],填补了世界范围内整体型两次引爆云爆弹武器装备的空白,代表产品为“ОДАБ-500П 航空云爆弹”。

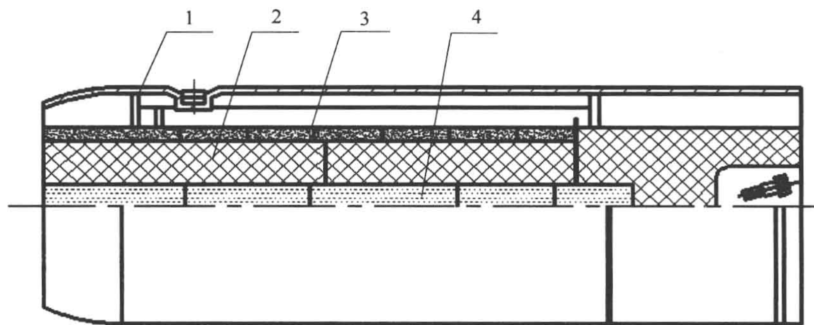


图 1-7　整体式二次引爆型云爆战斗部结构
1-壳体;2-云爆燃料;3-弹体开壳装药;4-分散装药

一次引爆型云雾爆轰控制技术研究工作主要集中在起爆方法上。将原来两次引爆过

程变为一次引爆过程，即将燃料分散和爆轰过程一次完成。一次引爆的实现方式有两种：一是将燃料分散后实现自起爆，二是控制燃料边分散边起爆。

美国、加拿大等国家在第一种方式上开展了大量研究工作[33]，研究了化学催化起爆[34,35]、光化学起爆[36]、燃烧转爆轰起爆[37]等方法。化学催化起爆法即将氟化物等强氧化剂随燃料一起分散，由氟化物与燃料空气混合物反应实现起爆，通过氟化物与燃料空气混合物发生化学反应的诱导时间控制起爆延期时间。光化学法设想通过光照射到燃料空气混合物产生自由基等实现对燃料空气炸药云雾起爆，但首先要有足够能量的光源。燃烧转爆轰法是通过燃料分散产生燃烧源（分散装药爆轰产物等）点燃燃料空气炸药云雾，在云雾形成的同时实现从燃烧到爆轰的转变。在这些研究工作中，加拿大 McGill 大学 Lee 教授提出了 SWACER 机理[38]，建立了实现燃料空气炸药云雾一次引爆的理论基础。SWACER 理论的中文名称为“内在能量释放产生的冲击波放大机理”，建立了从微弱冲击波激发化学反应然后急速放大形成爆轰的过程和条件。尽管美国、加拿大等国的科学家针对燃料分散后自起爆问题开展了大量工作，取得了一些理论研究成果，但距离武器装备还有很大差距，到目前为止还未形成武器装备。

苏联在燃烧弹基础上开展了一次引爆型云雾爆轰控制技术的研究工作[32]。保留燃烧弹中抛撒燃烧剂的中心装药，将原来装填的燃烧剂改为一次引爆型云爆燃料，并进一步确定中心装药与云爆燃料间的比例关系，即通过中心装药作用实现云爆燃料的边分散边爆轰的一次引爆过程。该项云雾爆轰控制技术相对简单，较容易实现武器化。基于该项云雾爆轰控制技术的云爆弹战斗部系统构成简单，如图 1-8 所示。与常规高能炸药战斗部类似，主要包括战斗部壳体、一次引爆型云爆燃料、中心管、中心分散起爆炸药、引信等部件。系统作用过程是，引信起爆燃料分散装药后打开战斗部壳体，将燃料向空气中抛撒并起爆，燃料与空气混合的同时发生爆轰反应，从而实现边分散边爆轰过程。其战斗部系统同样具有强烈匹配关系，中心分散起爆炸药是实现边分散边爆轰的关键部件，炸药种类和炸药/燃料的质量比是中心分散起爆炸药设计的关键参数。苏联基于上述一次引爆型云雾爆轰控制技术研究成果，完成了多种武器型号的研制并装备部队[39]。

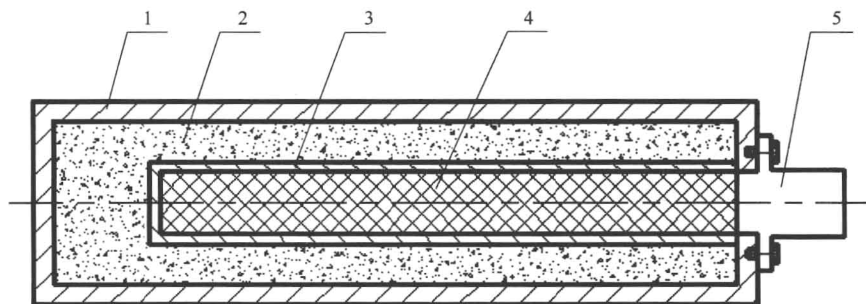


图 1-8　苏联一次引爆型云爆战斗部系统构成

1-壳体；2-一次引爆性云爆燃料；3-中心管；4-中心分散高能炸药；5-一次引信

1.4　云雾爆轰应用

云爆弹产品是云雾爆轰应用的结果。美国于20世纪60年代正式开展了两次引爆型云爆弹产品的研制工作,并很快形成了第一代云爆弹型号装备。第一代云爆弹装备的主要特点是:直升机投放,子母式结构,两次引爆型。第一代云爆弹的典型代表是CBU-55B航空云爆弹和CBU-72航空云爆弹等,CBU-72航空云爆弹如图1-9所示[40]。CBU-55B航空云爆弹产品在1976年的越南战争中首次投入使用,这是云爆弹首次投入战场。它被用于在丛林开辟停机坪、扫雷以及打击隐蔽人员,取得了很好的效果。单枚子弹毁伤效果为,在半径12.5 m范围内的暴露人员死亡或重伤,半径8 m范围内的土木结构工事遭到不同程度的破坏,在云雾区内埋设的各种普通地雷得到清除[41]。云爆弹的首次战场使用震动了整个世界,给常规武器发展带来了一场革命。



图1-9　美国CBU-72航空云爆弹

从20世纪70年代开始,美国通过深入系统地开展云爆燃料和云爆控制等研究工作,使云爆弹装备性能明显提高,使装备范围大大推广,形成了美国第二代云爆弹产品。美国第二代云爆弹产品的主要特点是:适合战斗机、轰炸机、火箭、导弹等高速投放。美国目前装备的两次引爆型云爆弹型号大多属于这一代产品,它对美国常规武器装备的发展产生了重要影响,在海湾战争以来的几次局部战争中取得了显著的战场毁伤和心理威慑效果。美国装备的部分两次引爆型云爆弹型号如表1-1所示。

表1-1　美国两次引爆型云爆弹型号(部分)

序	型号	弹种	平台	弹重/kg	药剂及质量/kg	备注
1	CBU-55	航弹	直升机	232	环氧乙烷 97.2	子母型
2	CBU-55B	航弹	直升机	227	环氧乙烷 97.2	子母型
3	CBU-72	航弹	A-4/A-7	230	环氧丙烷 99	子母型
4	BLU-64B	航弹	—	350	燃油 200	—
5	BLU-72B	航弹	A-1	1200	环氧乙烷 450	—
6	BLU-73B	子弹	—	60	—	子弹落速 27 m/s

续表

序	型号	弹种	平台	弹重/kg	药剂及质量/kg	备注
7	BLU-76B	航弹	F-4	1200	环氧乙烷 3.5	子母型
8	BLU-95B	航弹	—	227	环氧丙烷 136	—
9	BLU-96B	航弹	—	900	环氧丙烷 635	—
10	MAD	航弹	直升机	—	—	集束,12 枚
11	宝石蓝天 72	航弹	低速飞机	1160	环氧丙烷	—
12	宝石蓝天 76	航弹	高速飞机	1160	环氧丙烷 54	—
13	MADFAE	火箭弹	12 管火箭炮	—	环氧丙烷	—
14	SLUFAE	火箭弹	30 管火箭炮	—	环氧丙烷	M548 履带车
15	CATFAE	火箭弹	21 管火箭炮	—	环氧丙烷	AAVP-7A1 两栖车
16	GBU-15(Ⅴ)	导弹	—	—	—	弹径 0.45 m
17	MGM-140	导弹	—	450	环氧丙烷	—
18	ATACM	导弹	—	—	—	—
19	HSF-Ⅰ	导弹	—	232	环氧丙烷	—
20	HSF-Ⅱ	导弹	—	928	环氧丙烷	—

苏联从 20 世纪 70 年代开始两次引爆型云爆弹产品的研制工作并很快形成武器型号并装备部队[16]。前苏联两次引爆型云爆弹的典型代表是“ОДАБ-500П 航空云爆弹”,如图 1-10 所示。



图 1-10 苏联“ОДАБ-500П 航空云爆弹”

进入 21 世纪,俄罗斯开发了巨型两次引爆型云爆弹[42],命名为“炸弹之父”。消息一出,震动世界。据报道,俄罗斯“炸弹之父”为整体式结构,如图 1-11 所示,利用图-160 战略轰炸机投放;燃料装填质量为 7800 kg,云雾爆轰等效 TNT 当量 44 000 kg,目标毁伤半径为 300 m,威力试验情况如图 1-12 所示。

苏联及后来的俄罗斯基于一次引爆型云爆燃料和云爆控制技术的研究成果[43],发展了系列武器型号并装备部队,其中“什米尔-2”单兵云爆火箭弹是典型代表,如图 1-13 所示,它弥补了两次引爆型云爆弹无法装备小口径、高落速武器的不足。俄罗斯部分一次引爆型云爆弹型号如表 1-2 所示。

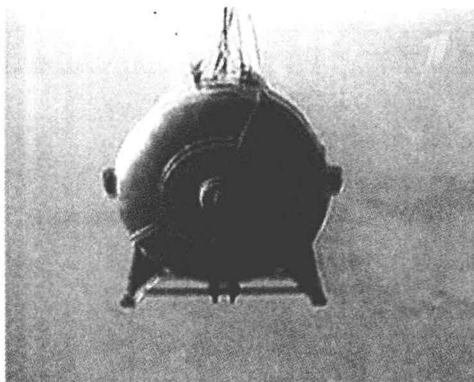


图 1-11 俄罗斯“炸弹之父”

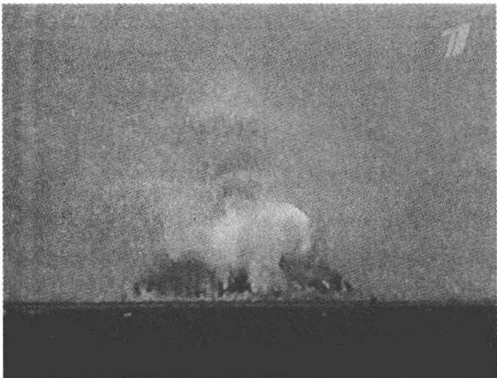


图 1-12 俄罗斯“炸弹之父”威力试验情况

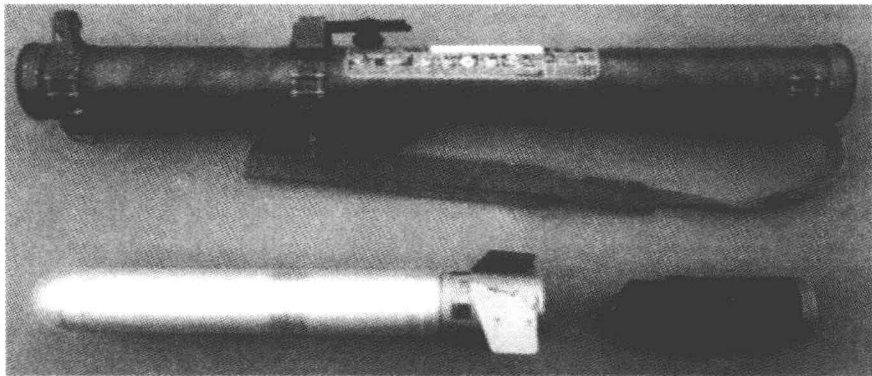


图 1-13 “什米尔-2”单兵云爆火箭弹

表 1-2 俄罗斯一次引爆型云爆弹型号(部分)

序	型号	弹种	平台	射程/km	备注
1	SS-N-19	巡航导弹	—	20～550	弹重 750 kg
2	RPO-A(Shemel-II－II)	单兵火箭弹	单兵发射	1 000	“什米尔-2”燃料
3	Tanin	单兵火箭弹	单兵发射	800	
4	9K114,Shturm(AT-6)	反坦克导弹	单兵或车载发射	5 000	—
5	9K120,Ataka(AT-9)	便携式导弹	单兵或车载发射	6 000	—
6	9K115-M(AT-13)	便携式导弹	单兵或车载发射	1 500	—
7	短号(AT14)	—	—	1 200	—
8	TOC-1	野战火箭弹	30 管车载发射	3 500	—
9	9P140(BM-22)	野战火箭弹	16 管车载发射	40 000	—
10	S-8D/DM	—	20 管车载发射	3 500	—

参考文献

[1] 孙业斌,惠君明,曹欣茂,等.军用混合炸药.北京:兵器工业出版社,1995:502-504

[2] Zeldovich Y B. On the theory of the propagation of detonations on gaseous system. Translated in NACA Tech Memo. Zho Eksp Teor,1940,10(5):1261

[3] Borisov A A. Modeling pressure waves formed by the detonation and combustion of gas mixtures. Combustion Explosive and Shock Waves,1985,21(2):211-217

[4] Moen I O. Transition to detonation in fuel-air explosive clouds. Journal of Hazardous Materials,1993,33(2):159-192

[5] Van den Berg A C. Methods for vapour cloud explosive blast modeling. Journal of Hazardous Materials,1993,34(2):151-171

[6] Carlson G A. Fuel-air munition and device. US3935509,1976

[7] Gardner D R. Near-field dispersal modeling for liquid fuel-air explosives. Sandia National Labs,Albuquerque,NM. 1990,7:83

[8] Nicholls J A,Sichel M. Cylindrical heterogeneous detonation waves. AD-A084749/HDM, 1980:14

[9] Sayles D C. Method of generating single-event unconfined fuel air detonation. Washington: Department of the Army. Patent-4 463680, 1984

[10] Charles W. Fuel air explosive method. US4157928,1979

[11] Hardy P B. Fuel air explosive method. US4132170,1979

[12] Zaharia S D. Fuel-air type bomb. US4141294,1979

[13] Sedgwick R T, Kratz H R. Fuel-air explosives: a parametric investigation. System, Science and Software Lab,1983

[14] Lavoie L. Fuel-air explosives, wapens, and effcets. Military Technology,1989,(9):35-41

[15] 高瑞.燃料-空气炸药及其武器介绍.火炸药,1979(4):51-69

[16] 李向东,钱建平,曹兵,等.弹药概论.北京:国防工业出版社,2004

[17] Appa R A. Fuel-air explosive. Defence Science Journal, 1987, 37(1): 23-28

[18] Sedgwick R T. Fuel air explosive:a parametric investigation. AD-A159177, 1985:18

[19] 孟天财.铝粉在环氧丙烷中的乳化分散.南京理工大学学报,1994,(2):26-28

[20] Stanley E W. Gelled FAE Fuel. US430220,1981

[21] Bertram O. Gelled fuel-air explosive method. US4293314,1981

[22] Stanley E W. Wood. Gelled DAE fuel. United States Patent 4302208, 1981

[23] Tulis A J. Criteria for the detonation of aluminum particles dispersed in air. Illinois Institute of Technology,PH. D. ,1981

[24] 惠君明.一次起爆燃料空气炸药.国外兵器动态, 1996, (43):1-4

[25] 张彦存,姚传利.一种新技术兵器-单兵云爆弹.轻兵器,1995,(5):16-17

[26] John D. Sullivan Edgewood Md. High explosive disseminator for high explosive bomb. US5303653,1994

[27]Glass C A. Fuel-air explosive bomblet. US3940443,1976

[28] Charles W. Method for fuel air explosive. United States Patent 4157928,1973

[29] 董建民.燃料空气弹.国外坦克,1979,(7):22-24

[30] Falterman C W. Method for fuel air explosive. AD-A006438/6/HDM,1975

[31] Dennis J A. SLUFAE-Long range minefield breaching system tested. Army Research and Development News Magazine,1976,(5):35-38

[32] 许会林,汪家骅.燃料空气炸药.北京:国防工业出版社,1980

[33] 王树魁.第三代燃料空气炸药武器可行性研究.兵工情报研究报告,1988:26

[34] Von G E Chemical initiation of FAE clouds. AD-A096415/HDM,1980:27

[35] Sullivan J D Jr. Hybrid warhead. US5425311,1995
[36] Knystautas R,Lee J H. Photochemical initiation of detonation in explosive vapor clouds. AD-A051854,1978
[37] 张宝坪，张庆明，黄风雷. 爆轰物理学. 北京：北京理工大学出版社，2001
[38] Knystautas R,Lee J H. Photochemical initiation of detonation in explosive vapor clouds. AD-A051854,1978
[39] 王树魁. 燃料空气弹药的发展现状及趋势. 弹箭技术，1988(4)：1-5
[40] Sullivan J D,Thomas J. FAE bombing for minefield breaching. AD-A251392,1992：77
[41] Honeywell Inc. Countermine warfare analysis. AD-A103772/0/HDM,1981：100
[42] 郑斌，郭美芳，沈卫. "炸弹之父"VS"炸弹之母"——俄美之间非核毁伤能力的较量. 现代军事，2008，(4)：46-47
[43] 郑守军. 燃料空气炸药的发展. 外军工程装备与技术，1989，(3)：5-8

第一篇　云雾爆轰燃料

第2章　固液混合云爆燃料及其特点

2.1　固液混合云爆燃料结构

2.1.1　云爆燃料分析

20世纪60年代，美国选用环氧烷烃类液体燃料作为第一代和第二代云爆燃料，其缺点是能量密度较低、爆轰威力较小。为提高云爆燃料威力，在液体云爆燃料中加入一定比例的高能金属粉(铝粉、镁粉等)制得以液体为主的液固混合云爆燃料[1,2]，该类云爆燃料以液体为连续相，固体颗粒悬浮在液体中，其结构如图2-1所示。该类云爆燃料的优点是提高了威力，缺点是药剂状态不稳定，容易出现沉降分层的问题。为了满足武器化要求，克服金属粉的沉降问题，美国在固液混合云爆燃料中加入胶凝剂，开发了凝胶状的液固混合云爆燃料[3,4]。胶凝剂使分子间作用力加大从而改善云爆燃料物理状态的稳定性，但增加了云爆燃料的分散难度。试验结果表明，凝胶状云爆燃料的威力明显下降，且胶凝剂并没有彻底解决云爆燃料状态不稳定的问题。因此，这种云爆燃料没有用于装备。



图2-1　胶凝状云爆燃料状态示意图

苏联的云爆燃料研究过程与美国类似，两次引爆型云爆燃料主要选用不饱和烃类液体，这种云爆燃料同样具有较低的威力。在一次引爆型云爆燃料研究中，苏联选择镁粉作为主要组分，为了提高其起爆感度，在堆积镁粉状态下直接倒入硝酸异丙酯液体组分，制成了“什米尔-2”云爆燃料[5]。

2.1.2　固液混合燃料结构发明

本书在云爆燃料的研究工作方面另辟蹊径，从固体高能金属粉开始两次引爆型云爆燃料的研究。首先，因为高能金属粉末具有液体燃料无法比拟的能量密度优势[6]，所以选

择综合性能良好的金属粉为研究基础，研究金属粉的威力性能。下面以铝粉为例，在实验室条件下进行了常用片状铝粉的爆轰性能试验研究[7]。研究装置是内径为 200 mm、长度为 32 m 的爆轰管道，起爆能量为 400 J。管道不同位置的压力结果如表 2-1 所示。

表 2-1　铝粉-空气混合物爆轰参数测试结果

序号	距离/m	峰值超压/MPa	冲击波到达时间/ms
1	8.05	1.3	151.61
2	12.25	5.4	154.94
3	16.45	4.8	157.30
4	20.65	5.1	159.83

试验结果表明：纯铝粉爆轰超压可达到 5 MPa 以上，是威力性能优良的云爆燃料组分。但是纯铝粉的起爆轰较困难，试验管道内由燃烧转爆轰需要较长的距离(大于 10 m)和较长的时间(大于 150 ms)。而在自由空间实现铝粉的完全爆轰需要更大的起爆能量。研究结果表明[8]，性能优良的片状铝粉在自由场实现完全爆轰的起爆能量大于 2.27 kg C4 炸药。可见，铝粉的可靠起爆是其在云爆燃料中应用时必须解决的问题。此外，虽然铝的密度为 2.7 g/cm^3，但上述试验中的铝粉为堆积状态，堆积密度约为 0.5 g/cm^3。这种状态的铝粉在运输等勤务处理过程中，密度会发生变化，不能满足稳定性要求。如果采取提高压力装药的方法改善铝粉的状态稳定性，将增大铝粉颗粒之间的作用力，对燃料的分散产生不利影响。

本书设计了一种新型云爆燃料结构，先在形状复杂、比表面积大的片状金属粉颗粒表面包覆液体，在金属粉颗粒表面形成液膜，再采用压力装填或振动装填工艺形成稳定状态装药，同时由于金属粉颗粒形状变化使金属粉颗粒间隙充填液体，这样就形成了一种宏观固态、微观固液混合态的新型云爆燃料状态结构。新型固液混合云爆燃料内部结构如图 2-2 所示。从图中可看出，固液混合云爆燃料是以固体颗粒为连续相，在颗粒之间充填液体或气体组分，形成一种含有固、液、气的多相特殊结构。当云爆燃料受到勤务处理、发射过载作用时，固体骨架结构及各相物质共同承担外部载荷，能够避免出现颗粒沉降、固液分层的现象，使云爆燃料具有良好的状态稳定性。另外该结构将固体颗粒界面从固-固界面转换为固-液界面，大大降低了固体颗粒的表面能，有利于提高固体颗粒的分散性能。固液混合云爆燃料装药中液体组分不仅改变了固体颗粒间的表面性能，还能起到敏化固体金属粉的作用，同时解决了起爆能量大、状态与分散性能相互矛盾的两

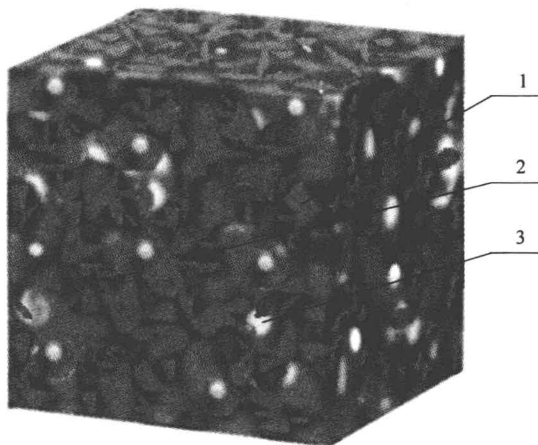


图 2-2　固液混合云爆燃料状态结构
1-固体颗粒；2-液体；3-气体

方面难题。此外,固体组分间含有液体还增大了装药密度,提高了云爆燃料能量。

固液混合结构云爆燃料具有以下特点:一是液体组分包覆在铝粉表面并形成液膜,有效减小铝粉颗粒之间的表面能,易于云爆燃料的分散;二是液体组分对铝粉等固体组分起敏化作用,明显降低了燃料空气炸药云雾的起爆能量;三是液体选用具有爆轰性能的组分,提高了云爆燃料的体积能量密度,对云爆爆轰威力也能够作出贡献。

固液混合云爆燃料的主要成分为高能金属粉和液体燃料,通过机械混合形成散装云爆燃料的微观结构如图 2-3 所示;再通过振动或压力装填工艺形成固液混合云爆燃料的装药状态如图 2-4 所示。

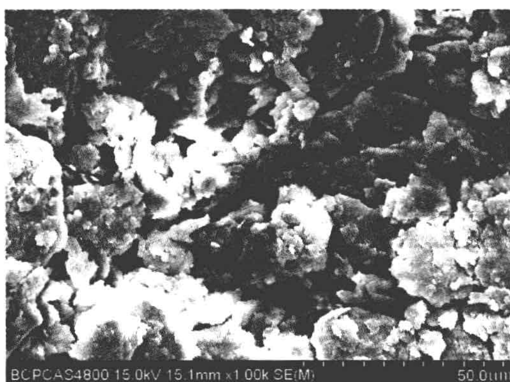


图 2-3　固液混合云爆燃料微观结构扫描电镜照片

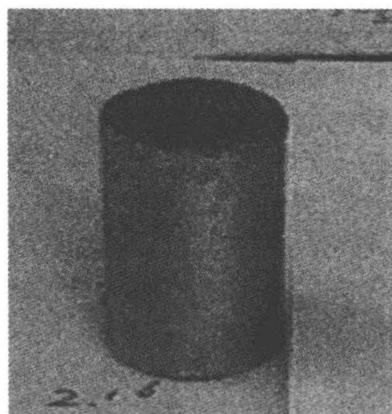


图 2-4　固液混合云爆燃料的装药状态

2.2　固液混合云爆燃料状态

上述发明的固液混合云爆燃料由液态组分和铝粉颗粒混合组成,理想情况下液态组分完全填充在铝粉颗粒间隙中,使药剂呈固态,近似不可压缩。如果固液比例不合理,那么药剂物理状态就不稳定,在勤务处理和贮存过程中可能出现液固分层的问题,这样既会导致云爆战斗部质心偏移,影响发射精度,又会使云爆燃料分散不均匀,影响爆轰状态,这是云爆燃料配方设计及其应用研究时必须考虑的问题。

2.2.1　组分作用力

固液混合燃料中两个相互接触的固体颗粒,界面上的分子或原子在相互靠近到一定距离时将产生跨越两相界面的相互作用。这种界面上的相互作用既可以是分子间的范德华作用力,如取向力、诱导力和色散力等;也可以是化学键力作用,如离子键、共价键、金属键等;还可以是界面上微观的机械连接作用。固体颗粒或液体之间的相互作用力分为化学键力和范德华力[9],其中化学键力属于化学性质力,范德华力属于物理性质力,两类作用力的种类和能量见表 2-2。由表可以看出,化学键力均强于范德华力。一般情况下,化学键力存在于金属和化合物的原子之间,而物质分子和颗粒之间存在的是范德华力。

表 2-2　各种作用力的能量表

类型	作用力种类	能量/(kJ/mol)
化学键力	离子键	586～1047
	共价键	62.8～712
	金属键	113～347
范德华力	氢键	<50
	偶极力	<21
	诱导偶极力	<2.1
	色散力	<41.9

1）固体对液体的吸附

固体对液体的吸附分为物理吸附和化学吸附。物理吸附膜一般对温度很敏感，温度升高会引起吸附膜的解吸、重新排列甚至熔化。作为润滑膜时，物理吸附膜只能用于环境温度较低、界面工作温度增加幅度不大的场合。化学吸附膜往往是先形成物理吸附膜，然后在界面发生化学反应转化为化学吸附膜，它比物理吸附的结合能高得多，并且不可逆。固体表面的粗糙度及污染程度对吸附有很大影响，固体表面晶体的台阶边缘和缺陷处的吸附能力要比其他部位大得多，同时，液体表面张力对吸附的影响也是很重要的。

2）固体表面之间的吸附

固体与固体表面之间同样有吸附作用，但是两个表面必须接近到表面力作用的范围内（即原子间距范围内）。黏附功表示了黏附程度的大小，定义为

$$W_{AB} = \gamma_A + \gamma_B - \gamma_{AB} \tag{2-1}$$

式中，W_{AB}为黏附功；γ_A、γ_B分别为 A、B 两种固体物质的表面张力；γ_{AB}为 A、B 两种物质形成新的界面时的界面张力。

如果 $W_{AB}=3\times10^{-6}\ \mathrm{J/cm^2}$，当两个表面的有效距离为 1 nm 时，其黏结强度为 30 MPa。两种不同物质之间的黏附功往往超过其中较弱物质的黏结功。

由于吸附发生在固体的表面，固体的吸附性能与其表面能密切相关，不难想象，物质被粉碎成微粒后，其总表面积急剧增大。定义单位质量的吸附剂具有的表面积为比表面积，可按下式计算：

$$A_0 = A/W \tag{2-2}$$

式中，A_0为物质的比表面积（$\mathrm{m^2/g}$）；A 为物质的总表面积（$\mathrm{m^2}$）；W 为物质的质量（g）。比表面积是物质分散程度的一种表征方法。

如果颗粒表面湿润，当两颗粒相互靠近时在接触点及其附近形成液桥，使颗粒发生粘连，改变了颗粒体系的力学性质[10]。颗粒间填隙流体的含量通常用饱和度 s 表示，s 是指液体占据颗粒孔隙体积的百分比。液体与颗粒的连接方式主要取决于液体饱和度的大小，如表 2-3 所示。

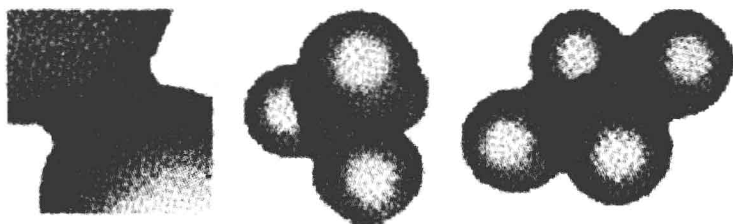
从理论上来说，多个颗粒通过孔隙液体的连通而发生复杂的液体动力学相互作用，如图 2-5所示。研究多颗粒的各类边值是一个十分棘手的问题，即使流场控制方程是线性的，由于颗粒间液体动力学相互作用，也使问题呈现非线性，反映到各个颗粒运动的动力

表 2-3　颗粒间填隙液体饱和度及相应的液桥形态

液体饱和度/%	液桥形态	示意图	物理机制
0	—		颗粒间无液桥力
$s<30$	钟摆状(pendular)		颗粒间通过接触点上的液桥发生粘连，液桥纤细
$30<s<70$	环索状(funicular)		液桥存在于接触点周边，部分颗粒间隙充满液体，粘连力增加
$s>70$	毛细血管(capillary)		颗粒间隙几乎充满液体，气体压力大于液体压力，使得液体表面凹陷，颗粒间产生吸力
$s>100$	浆液状(slurry)		液体压力等于或大于空气压力，颗粒间没有粘连力



(a) 微焦点X射线CT得到的孔隙水分布形状



(b) 基于Surface Evolver软件模拟得的颗粒与孔隙水气液界面形状

图 2-5　不同饱和度颗粒的分布形态

学参数之间是相互耦合的，并且数学上要处理至少三连通以上的区域，既要用到外解表达式，又要用到内解表达式，这是由于一个颗粒既属于另外一个颗粒的外场，反过来，另一个颗粒又属于该颗粒的外场，其解析相当复杂，目前理论上没有统一的解决方法，因此研究

工作大多是要么研究场中的单个颗粒,要么处理多个颗粒问题时不考虑它们之间的相互作用,用各向同性的输运扩散参数来描述。然而这些方法难以处理颗粒相互靠近时的强相互作用问题。例如,当颗粒相互靠近时,其流动的扩散系数就不同于稀疏颗粒群对应的扩散系数,这时需要掌握孔隙液体中多颗粒流体力学相互作用的特性。同时,颗粒之间的液体动力学相互作用不仅影响了所有颗粒的外部流场,而且也影响了各自的内流场,这方面的理论工作由于分析手段的制约而很难开展。

液桥力分为静态液桥力和动态液桥力。液桥两侧的负压强差和液体表面张力的共同作用,构成静态液桥力;当两颗粒相对运动时,黏性填隙液体在颗粒表面法向产生挤压力,而在切向产生剪切阻力,这两个力构成动态液桥力。静态液桥力与液桥的几何形状有关,而动态液桥力与颗粒运动和液体黏性有关,通常用无量纲张力参数 Ca 权衡动态液桥力与静态液桥力的比值

$$\mathrm{Ca}=\frac{\mu v}{\gamma} \tag{2-3}$$

当温度为 20℃时,液体的表面张力系数 $\gamma=72.75\times10^{-3}$ N/m,黏滞系数 $\mu=1.0\times10^{4}$ Pa·s,如果颗粒间相对运动速度 $v<10$ m/s,则 Ca<0.1,因此可以忽略动态作用,只考虑颗粒间静态液桥力。当颗粒间相对速度较大,或者填隙液体的黏性较大时,动态液桥力起显著作用。

1. 静态液桥力

潮湿颗粒上的液体一般形成薄膜,均匀地覆盖在颗粒表面。当两颗粒相互靠近时,部分液膜逐渐融合在一起,由于表面曲率很大并且是负值,会把其他液膜中的液体吸到该重合区域中,形成稳定的液桥。图 2-6 为两颗粒间的钟摆形液桥示意图,其中液桥体积为 V,颗粒粒径分别为 R_1 和 R_2,液桥半填充角分别为 β_1 和 β_2,填隙液体在颗粒表面的接触角为 θ,两颗粒表面间隔为 $2S$。

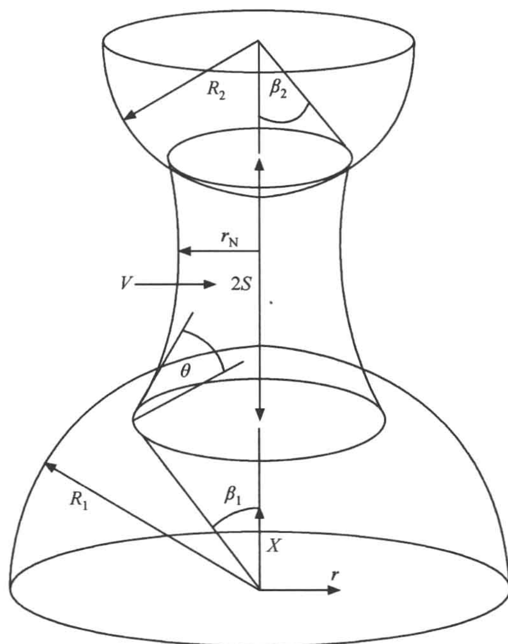


图 2-6 两颗粒间的钟摆形液桥示意图

衡量液桥力和颗粒重力的相对大小时,可采用毛细长度 l_c

$$l_c=\sqrt{\frac{\gamma}{\rho g}} \tag{2-4}$$

式中,g 为重力加速度;ρ 为液体密度。当颗粒小于 l_c 时,液桥力起主要作用。

液固表面接触角 θ 可由 Young-Dupre 方程确定

$$\cos\theta=\frac{\gamma_{sg}-\gamma_{sl}}{\gamma} \tag{2-5}$$

式中,γ_{sg} 和 γ_{sl} 分别为固/气和固/液界面单位面积上的自由能;γ 为液体表面张力。

如果 $\gamma_{sg} > \gamma_{sl}$，则接触角 $\theta < 90°$，固体表面润湿；如果 $\gamma_{sg} = 0$，则液体在颗粒表面完全润湿，接触角 $\theta = 0$。

静态液桥力是表面张力与静水压力之和

$$F_s = 2\pi\gamma r_N - \pi r_N^2 \Delta p \tag{2-6}$$

式中，γ 为填隙液体的表面张力；Δp 为桥气液界面压强差；r_N 为液桥颈部曲率半径。$2\pi\gamma r_N$ 为液面张力在颗粒连心方向上的分量；πr_N^2 为静液体压差力，气液界面内外的压强差 Δp 为负值，对两颗粒产生拉力。

在非饱和结构力学中，静液体压差力与基质吸引力相关。表面张力与静液体压差力都是面积分布力，有相同的作用面积和作用方向，在颗粒间形成吸引力。

1）极限液桥距离

颗粒间的液桥作用力虽然微弱，但随着颗粒间相对速度的增大和接触频率的加快，颗粒间频繁发生液桥的破坏和重构，对湿颗粒物质的力学行为造成较大影响，因此有必要对液桥的稳定性进行研究。

只有当颗粒间距小于某数值时，液桥才是稳定的，此时液桥长度称为液桥临界分离距离 S_c。Laplace-Young 方程与液桥临界分离距离直接相关，S_c的判定没有令人满意的理论解释。Lian 等提出对于非黏性液体，当接触角 $\theta < 0.7$ 时，S_c与液桥体积 V 的关系为

$$S_c = (1 + 0.5\theta)V^{1/3} \tag{2-7}$$

式中，接触角 θ 按照弧度计算。

如果 $\theta = 0$，则有

$$S_c = V^{1/3} \tag{2-8}$$

由于液桥稳定性不仅与液桥的体积有关，还与流体的运动情况及表面张力有关。考虑到液体黏性系数 μ、表面张力系数 γ 以及颗粒间相对速度 v_{re}的影响，S_c表示为

$$S_c = (1 + \sqrt{Ca})(1 + 0.5\theta)V^{1/3} \tag{2-9}$$

在常规试验条件下，液体表面张力占优势，则 Ca 很小，式(2-9)简化为式(2-7)。

2）湿颗粒群中静态液桥力

在试验或理论分析时，往往已知填隙液体与颗粒的质量比或体积比，需要计算内部单个颗粒的静态液桥力。如图 2-7 所示，湿颗粒群中填隙液体与干颗粒的质量比为 ω_0，则有

$$\omega_0 = \frac{W_1}{W_p} = \frac{n_c \rho_1 V}{2} \frac{1}{\rho_p} \left(\frac{4}{3}\pi R_p^3\right)^{-1} = \frac{3 n_c \rho_1}{8\pi\rho_p R_p^3} V \tag{2-10}$$

式中，V 为单个液桥的体积；W_1、W_p分别为填隙液体和干颗粒的质量；ρ_1、ρ_p分别为填隙液体和干颗粒的密度；n_c为与单个颗粒相接触的平均颗粒数目，即配位数。

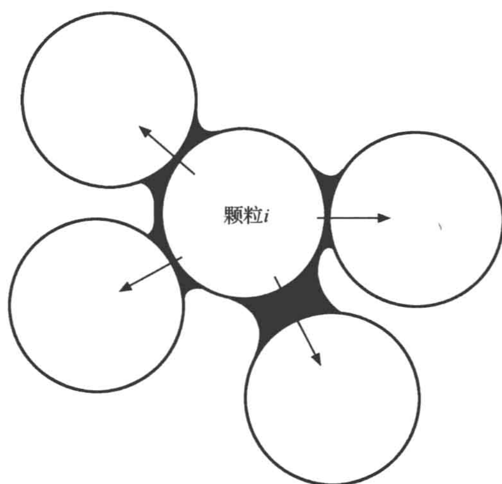


图 2-7　湿颗粒群中作用在颗粒上的液桥力

单个液桥的体积 V 表示为

$$V=\frac{8\pi\rho_{P}R_{P}^{3}\omega_{0}}{3n_{c}\rho_{1}} \tag{2-11}$$

代入式(2-7)就可计算单个液桥力。对于颗粒的不同排布方式，n_c有所差异，如在等径颗粒组成的简单立方体结构中，$n_c=8$。

2. 动态液桥力

颗粒间动态液桥力主要由填隙液体的黏性引起。对于钟摆形液桥，液体黏性的影响体现在两个方面：首先，液体黏性影响凹形气液表面形状的演变，该表面附近的区域称为非润滑区；其次，液体黏性控制液桥内部的强度，该区域称为润滑区。当两颗粒间距很小时，气液界面对动态液桥力的贡献可忽略不计，可采用润滑理论分析动态黏性力。

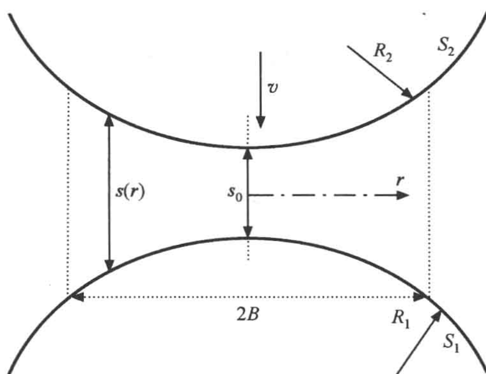


图 2-8　两颗粒间填隙液体的挤压运动

图 2-8 是半径分别为 R_1 和 R_2 的两球体沿连心轴线以速度 v 相互接近，设 s_0 是颗粒不发生形变时两颗粒表面的最近距离，r 是从连心轴线开始的径向距离，则颗粒表面分离距离沿径向的关系为

$$s(r)=s_0+\frac{r^2}{2R^*} \tag{2-12}$$

式中，R^* 为有效半径。

$$R^*=\frac{R_1R_2}{R_1+R_2} \tag{2-13}$$

3. 液桥力与干颗粒接触力

湿颗粒群是由颗粒与填隙液体共同构成的，具有内在复杂结构，既不同于干颗粒群，又不同于液固两相流。颗粒间的液体除产生粘连作用外，在颗粒间相对运动时，液体也发生运动，进而产生润滑作用和黏滞作用，因此湿颗粒间的液固耦合非常难以分析。在实际计算湿颗粒运动时，通常把颗粒间液桥力和干颗粒接触力分开处理。在数值分析时，如果颗粒间尚未接触，只考虑颗粒缝隙间填隙流体产生的法向力、切向力和阻力矩等；如果颗粒已经发生接触，则采用干颗粒接触力学模型计算法向力和切向力，而忽略填隙液体的液桥力。

2.2.2　物理稳定性

1. 状态类型

根据液体组分填充铝粉颗粒间隙的程度，固液混合燃料状态可分为以下 3 种情况[11]。

1）不饱和状态

不饱和状态是指固体比例过高，液体组分没有完全填满铝粉的间隙，云爆燃料中存在

气泡的状态。处于不饱和状态的云爆燃料存在两方面的问题，一方面燃料中存在气泡，药剂空间没有完全利用，装药密度较低；另一方面云爆燃料在运输和贮存过程中受重力和振动载荷的作用不断排出气泡，云爆燃料体积缩小、药剂密度增加，会导致云爆战斗部质心偏移，影响发射精度。

2）过饱和状态

过饱和状态是指云爆燃料中液体比例过高，液体组分填满铝粉的空隙后还有余量，使云爆燃料变为状态不稳定的高浓度悬浮液，受重力、振动载荷的作用，必然导致液体上浮、铝粉下沉，出现固液组分分层情况。固液组分分层破坏了药剂原有的固液比例，将药剂的均匀状态变为纯液体、低固液比例药剂、高固液比例药剂的梯度状态，改变了药剂的感度和能量密度，不仅严重影响药剂分散和爆轰性能，还改变了战斗部质心，影响发射精度。过饱和状态对药剂性能的影响与不饱和状态一样，是云爆燃料配方设计必须避免的。

3）饱和状态

饱和状态是指固液比例合理，液体组分正好完全填充在铝粉的间隙中，药剂状态均匀、稳定，能满足云爆战斗部勤务处理、贮存和使用的要求，饱和状态是进行云爆燃料物理稳定性研究追求的目标。

2. 结构受力

固液混合云爆燃料形貌的基本特征可以表述为：由固体金属颗粒组成骨架，骨架呈现多孔状态，液态组分及少量气体填充在骨架的空隙之中，形成一种含有固、液、气的多相特殊结构。当云爆燃料受到外载作用时，其形成的骨架结构及各相物质均共同承担外部载荷。为了描述燃料的承载能力，建立了固液混合燃料本构关系模型。

1）固液混合云爆燃料本构关系模型

当云爆燃料承受的外载压力不是很大（小于 100 MPa）时，云爆燃料中固相组分和液相组分可以视为不可压缩体。在这种条件下，燃料单元所承受的外载主要由固相金属颗粒形成的骨架和空隙压力共同分担，其分担比例与骨架强度和空隙中气体的可压缩能力有关，图 2-9 给出其简化的三相模型[12]。

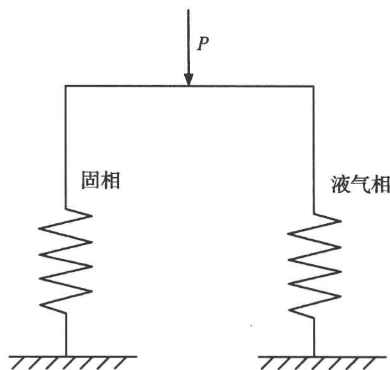


图 2-9　固液混合云爆燃料简化三相模型

设燃料单元初始体积为 V_0，气体空隙比例为 α，则气体空隙初始体积为 $V_{g0}=\alpha V_0$，气体空隙初始压力为 p_{g0}，骨架体积模量为 $K(\alpha)$。当燃料单元受外载冲击压缩后燃料单元体积为 V，气体空隙体积为 V_g，则骨架承载和体积空隙承载分别为

$$p_1=-K(\alpha)\left(\frac{V-V_0}{V}\right) \tag{2-14}$$

$$p_2=p_{g0}\left(\frac{V_{g0}}{V_g}\right)^{\gamma} \tag{2-15}$$

式中，γ 为气体绝热指数。

$$p = p_1 + p_2 \tag{2-16}$$

2）实际装药计算

在不同气体空隙条件下，云爆燃料的骨架模量是不同的。通过动态三轴试验对实际云爆燃料进行压缩试验可知，当气体空隙约为 9%时，同时考虑冲击加载的应变率效应以及空隙中液体的黏性效应，其骨架体积模量 $K(\alpha)$ 约为 550 MPa。

如果把空隙中气体看成理想气体，则 $\gamma = 1.4$，空隙初始气体压力为 0.1 MPa。由数值仿真结果可知，在发射条件下，燃料受到的最大压力为 36 MPa，由式(2-14)～式(2-16)迭代可知，$V_g = 0.029\,V_0$，则由绝热压缩方程可知 $p_2 = 0.49$ MPa，在该压力条件下，当初始环境温度为 20 ℃时，其对应的绝热温度可以达到 188.2 ℃。

当空隙气体初始压力为 0.3 MPa 时，$V_g = 0.031V_0$，由绝热方程可知 $p_2 = 1.33$ MPa，在该压力条件下，当初始环境温度为 20 ℃时，其对应的绝热温度可以达到 174.9 ℃。

2.2.3　最佳固液比例

1. 勤务处理条件下燃料稳定性分析

勤务处理是指云爆武器的搬动、运输和贮存等操作，在勤务处理过程中燃料不可避免的产生振动、冲击、颠簸，会对燃料的稳定性产生影响。振动、冲击和颠簸过程实质上是半正弦振动波[13]，振动加速度 a 表示为

$$a = \frac{\mathrm{d}x^2}{\mathrm{d}t^2} = -A\omega^2\sin(\omega t + a_0) \tag{2-17}$$

$$a_{\max} = A \cdot \omega^2 = 4\pi^2 f^2 A \tag{2-18}$$

可见，燃料在勤务处理条件下与静止条件下的主要区别是在已有的作用力的基础上增加了振动力，对燃料稳定性的主要影响是最大沉降加速度由 g 变为$(g+a)$。

提高固液混合燃料密度的措施之一是提高固液混合态组分的表观密度，而表观密度与颗粒度及其分布有关，颗粒度由加工成本和燃料爆轰性能决定。固液混合态组分颗粒又涉及孔隙，而孔隙率不仅影响质量分层，还是液体组分的载体，液体组分的含量直接影响混合燃料的爆轰性能。如果固液混合燃料处于饱和状态，理论上不应出现固液分层。从混合燃料物理稳定性的角度来看，混合燃料装填以饱和状态为最佳[14]。

体积 V 内自然堆积固液混合态组分的质量为

$$m_{\mathrm{ap}} = V\sum_{i=1}^{n}\rho_{\mathrm{ap}i}\beta_{\mathrm{so}i} \tag{2-19}$$

式中，n 为混合燃料中固液混合态组分的种类数；$\rho_{\mathrm{ap}i}$ 为第 i 种固液混合态组分的表观密度；$\beta_{\mathrm{so}i}$ 为第 i 种固液混合态组分占固液混合态组分总质量的比例。

体积 V 内的固液混合态组分还可以由下式确定：

$$m_{\mathrm{ap}} = V_{\mathrm{so}}\sum_{i=1}^{n}\rho_{\mathrm{so}i}\beta_{\mathrm{so}i} \tag{2-20}$$

式中，V_{so} 为与质量 m_{ap} 相对应的固液混合态组分的实体体积；$\rho_{\mathrm{so}i}$ 为第 i 种固液混合态组分的实体密度。

由式(2-20)和式(2-21)得

$$V_{so}/V = \sum_{i=1}^{n} \rho_{api}\beta_{soi} / \sum_{i=1}^{n} \rho_{soi}\beta_{soi} \tag{2-21}$$

固液混合态组分介质内的孔隙体积可由式 $V_{em}/V=(V-V_{so})/V$ 确定。其中 V_{em} 为体积 V 内自然堆积固液混合态组分介质中孔隙体积之和，根据孔隙率的定义，有

$$\eta = V_{em}/V = 1 - V_{so}/V = 1 - \sum_{i=1}^{n} \rho_{api}\beta_{soi} / \sum_{i=1}^{n} \rho_{soi}\beta_{soi} \tag{2-22}$$

固液混合燃料在饱和状态下，体积 V 内固液混合态组分的质量可由式(2-20)确定。

混合燃料饱和状态下体积 V 内的液体组分质量为

$$m_l = V_{em} \sum_{i=1}^{j} \rho_{li}\beta_{li} \tag{2-23}$$

式中，ρ_{li} 为混合燃料中第 i 种液体组分的密度；β_{li} 为混合燃料中第 i 种液体组分占总液体组分的质量百分比；j 为混合燃料中液体组分的种类数。

固液质量比例为

$$\frac{m_{so}}{m_l} = \frac{V\sum_{i=1}^{n} \beta_{soi}\rho_{api}}{V_{em}\sum_{i=1}^{j} \beta_{li}\rho_{li}} = \frac{\sum_{i=1}^{n} \rho_{api}\beta_{soi}}{\sum_{i=1}^{j} \rho_{soi}\beta_{soi}} \tag{2-24}$$

混合燃料饱和状态下的密度为

$$\rho_{mix} = \left(V_{em}\sum_{i=1}^{j} \beta_{li}\rho_{li} + V\sum_{i=1}^{n} \beta_{soi}\rho_{api}\right)/V = \eta\sum_{i=1}^{j} \rho_{li}\beta_{li} + \sum_{i=1}^{n} \rho_{api}\beta_{soi} \tag{2-25}$$

当混合燃料的实际固液比小于式(2-25)给出的固液比时，混合燃料处于过饱和状态。

根据式(2-25)，固液混合云爆燃料的最佳固液比见图 2-10。为了保证混合燃料的物理稳定性，在两组分的固液混合燃料中，如果固液混合组分的表观密度是 0.78 g/cm^3，固液混合组分的表观密度对最佳固液比也有重要影响(图 2-11)。

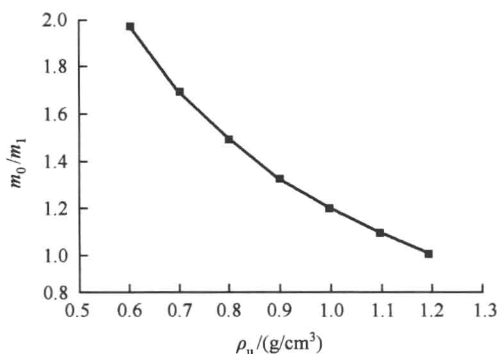


图 2-10　不同液态组分密度下云爆燃料的最佳固液比

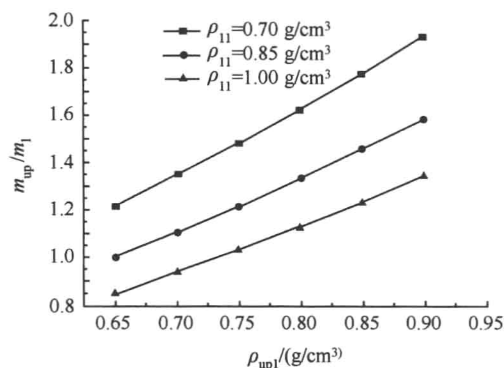


图 2-11　不同表观密度下云爆燃料的最佳固液比

2. 过饱和状态下的质量分层及偏心

对战斗部质量偏心有较大影响的是固液分层，这种情况主要出现在过饱和燃料状态下。如果混合燃料中的液态组分超过饱和状态下的液态组分比例，将有一部分液态组分析出，析出部分就是混合燃料达到饱和状态后剩余的液态组分。当战斗部水平放置时质量分层产生的偏心最大。由于战斗部一般是轴对称的，因此对于水平放置的战斗部，有

$$m_{\mathrm{ov}} = hS_{\mathrm{l}}\sum_{i=1}^{j}\rho_{\mathrm{l}i}\beta_{\mathrm{l}i} \tag{2-26}$$

式中，m_{ov}为战斗部内过饱和混合燃料液态组分的析出质量；h 为战斗部内混合燃料固液分层的高度，一般与战斗部的圆柱段高度近似相等；S_{l}为战斗部水平放置液态组分析出在横断面上所占有的面积(图 2-12)。

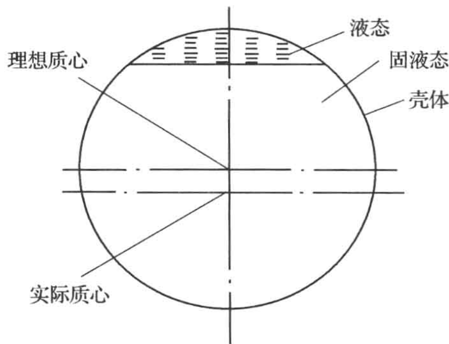


图 2-12 战斗部横断面上的液固分层

由式(2-26)得，$S_{\mathrm{l}} = m_{\mathrm{ov}}/\left(h\sum_{i=1}^{j}\rho_{\mathrm{l}i}\beta_{\mathrm{l}i}\right)$。过饱和混合燃料固液分层，上部是液态，下部是饱和状态下的固液混合态。对于这种过饱和燃料装填的战斗部横断面，有

$$S_{\mathrm{mix}}\rho_{\mathrm{mix}}(c_{\mathrm{mix}} - c) = (c_{\mathrm{l}} + c)S_{\mathrm{l}}\sum_{i=1}^{j}\rho_{\mathrm{l}i}\beta_{\mathrm{l}i} \tag{2-27}$$

式中，S_{mix}为战斗部横断面上固液混合燃料所占有的面积，这部分燃料处于饱和状态；c_{l}为战斗部横断面上析出的液态组分所占面积质心到战斗部轴心的距离；c_{mix}为战斗部横断面上固液混合组分所占面积质心到战斗部轴心的距离；c 为战斗部横断面上出现固液分层后的质量偏心(质心到战斗部轴心的距离)。

由式(2-27)，可以得到

$$c = \frac{c_{\mathrm{mix}}S_{\mathrm{mix}}\rho_{\mathrm{mix}} - c_{\mathrm{l}}S_{\mathrm{l}}\sum_{i=1}^{j}\rho_{\mathrm{l}i}\beta_{\mathrm{l}i}}{S_{\mathrm{mix}}\rho_{\mathrm{mix}} + S_{\mathrm{l}}\sum_{i=1}^{j}\rho_{\mathrm{l}i}\beta_{\mathrm{l}i}} \tag{2-28}$$

对于全备弹，由于战斗部内混合燃料固液分层造成质量偏心，通过力学分析可以得到

$$c_{\mathrm{wh}} = cm_{\mathrm{fe}}/m_{\mathrm{wh}}$$

如果某固液混合燃料，$\rho_{\mathrm{apl}} = 0.78\ \mathrm{g/cm^3}$，$\rho_{\mathrm{sol}} = 2.7\ \mathrm{g/cm^3}$；$\rho_{\mathrm{l}} = 1\ \mathrm{g/cm^3}$，求得孔隙率 $\eta = 0.67$，$\rho_{\mathrm{mix}} = 1.45\ \mathrm{g/cm^3}$，该混合燃料饱和状态下的固液质量比例 $m_{\mathrm{so/}}m_{\mathrm{l}} = 1.164$，则可以得到混合燃料不同固液质量比下的固液分层，进而算出固液分层产生的质量偏心 c(图 2-13)及析出的液态组分在弹体横断面上的面积比(图 2-14)。

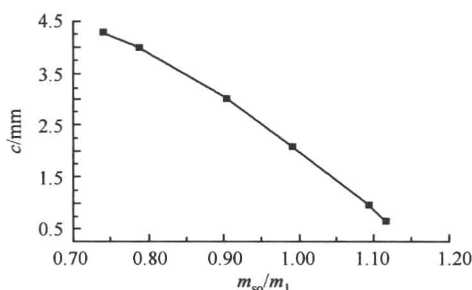


图 2-13　固液质量比对战斗部及全备弹偏心的影响

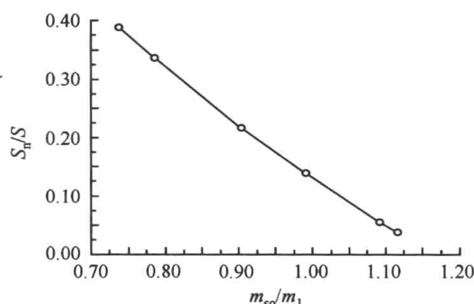


图 2-14　析出的液态组分面积/弹体横断面积与固液比的关系

2.3　固液混合云爆燃料组分表面能

由于物质表面质点各方向作用力处于不平衡状态，表面质点比体内质点具有额外的势能，这种能量只有表面层的质点才能具有，所以称为表面能，热力学上称为表面自由能。固体的表面能也是产生 1 cm^2新表面需消耗的等温可逆功。

从体相内聚能来看，固体分为两大类：

(1) 硬固体，也就是具有共价键、离子键或金属键等较强结合的固体，具有所谓的高能表面，γ_{so}值为 500～5000 mJ/m^2；

(2) 分子固体，由范德华吸引力(或在某些情况下由氢键)结合而成，具有低能表面，γ_{so}值约为 50 mJ/m^2。

固液混合云爆燃料是以铝粉颗粒为结构主体的固液混合状态，前人研究工作很少涉及铝粉颗粒和液体燃料之间的表面能问题。

2.3.1　表面能影响因素

Shuttleworth[15]在研究颗粒表面能和表面张力的关系时，假设颗粒被一个垂直于它的切面分开，在两个新的表面上质点保持平衡，则所需的单位长度上的力称为表面张力γ。沿两个新表面的表面张力之和的一半等于表面张力σ，即

$$\sigma=\frac{\gamma_1+\gamma_2}{2} \tag{2-29}$$

式(2-29)也可被理解为颗粒表面张力的力学定义。设颗粒表面二维方向各增加 dA_1和dA_2面积，则总的自由能G_s可以用抵抗表面张力所做的可逆功来表征。

对液体来说，在液体中取任何切面，其上的原子排列均相同，因此液体的比表面能在任何方向都一样。假设新表面的形成分两步，首先因断裂而出现新表面，但质点仍留在原处，然后质点在表面上重新排成平衡位置。液体的这两步几乎同时完成，但由于颗粒的质点难以运动，所以颗粒的第二步骤延迟发生。因此，对于液体，$A(dG_s/dA)=0$，则 $\gamma=G_s=\sigma$；但对于颗粒，γ 与G_s不能等同。

大多数分子液体能和高表面能的硬固体达到完全浸润($S\geqslant 0$)。假设结合键决定 γ_{so}，

而范德华相互作用决定 s-l 界面能 γ_{sl}(液体和固体间没有形成化合物),便可写出关系

$$\gamma_{sl} = \gamma_{so} + \gamma - V_{sl}, \quad V_{sl} > 0 \tag{2-30}$$

式中,V_{sl}为界面附近固体和液体间的范德华相互吸引作用,如图 2-15 所示。

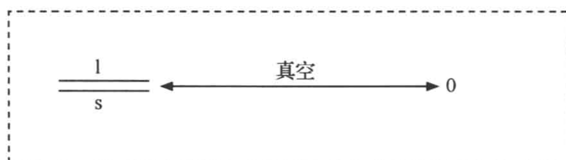


图 2-15 固-液界面能示意图

当 l 与 s 由真空隔离很远时,s-o 及 l-o 界面能为 $\gamma_{so}+\gamma$,而当它们相互接近并接触时将有能量 V_{sl}放出。同样,将液体部分相互接近并接触时也有能量放出,从能量 2γ 开始,以零界面能告终。因此有

$$0 = 2\gamma - V_{ll}, \quad V_{ll} > 0 \tag{2-31}$$

利用式(2-31)及式(2-32),得出展布系数

$$S = V_{sl} - 2\gamma = V_{sl} - V_{ll} \tag{2-32}$$

而完全浸润的条件 $S \geqslant 0$ 相当于

$$V_{sl} > V_{ll} \tag{2-33}$$

也可以用固体和液体的介电极化度 $\alpha_s - \alpha_l$ 表示式(2-33)的条件。此处应注意到,在一次近似中,物质 i 及物质 j 间的范德华相互作用能和相应介电极化度的乘积成正比

$$V_{ij} = c\alpha_i\alpha_j \tag{2-34}$$

式中,系数 c 近似与 i 及 j 无关。于是式(2-34)可简化为

$$\alpha_s > \alpha_l \tag{2-35}$$

由此可以看出,高能表面之所以被分子液体完全浸润,不是因为 γ_{so}高,而是因为硬固体一般具有比分子液体极化度 α_l大得多的极化度 α_s。

影响颗粒比表面能的因素很多,除颗粒自身的晶体结构和原子之间的键合类型之外,还有如空气中的湿度、蒸汽压、表面吸附水、表面污染、其他表面吸附物等。因此,颗粒的比表面能不像液体的表面张力那样容易测定。表 2-4 给出了部分无机颗粒的比表面能[9]。

表 2-4 一些无机颗粒的比表面能

颗粒名称	比表面能 /(erg①/cm²)	颗粒名称	比表面能 /(erg/cm²)	颗粒名称	比表面能 /(erg/cm²)
石膏	40	方解石	80	石灰石	120
高岭土	500～600	氧化铝	1900	云母	2400～2500
二氧化钛	650	滑石	60～70	石英	780
长石	360	氧化镁	1000	碳酸钙	65～70
石墨	110	磷灰石	190	玻璃	1200

① 1 erg$=10^{-7}$ J。

随着颗粒粒径变小，完整晶面在颗粒总表面上所占的比例减少，键力不饱和的质点（原子、分子）占全部质点数的比例增多，从而大大提高了颗粒的表面活性，如图 2-16 所示。断裂的立方晶格角上的配位数比饱和时少 3 个，在棱边上少 2 个，面上少 1 个。因此在颗粒表面上的台阶、弯折、空位等处的质点具有的表面能一定大于平面质点的表面能。

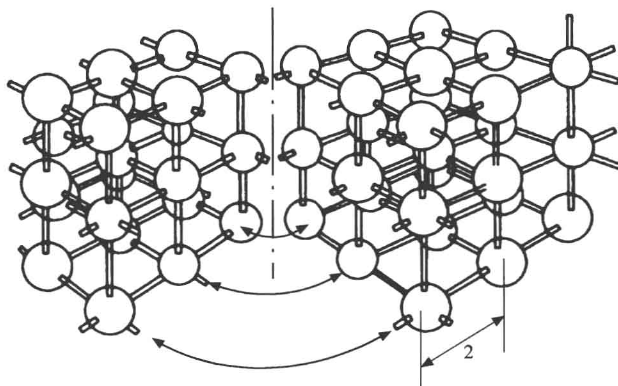


图 2-16　立方晶格的断裂

如果相邻原子的结合力为 F，配位数为 K，晶态的原子数为 n，则总的表面能 G 为

$$G = \frac{FKn}{2} \tag{2-36}$$

如果原子间的键被断开，形成两个新表面，相邻原子的间距为 a，则颗粒单位表面能为

$$\sigma = \frac{F}{2a^2} = \frac{G}{Kna^2} \tag{2-37}$$

可见，颗粒表面能的数值不仅取决于比表面积的大小，还取决于断裂面的几何形状、性质和所处的位置。

颗粒的粒度变小后，颗粒的表面积与表面能将大大增加，表 2-5 所示为氯化钠颗粒的表面积、表面能等性质与其粒度的变化情况。可见，将 1 g 立方体连续地分为较小的立方体时，表面积、表面能迅速增大，而且当颗粒粒径小于 1 μm 时，棱边能也变得较大。

表 2-5　氯化钠颗粒大小对其表面能的影响

边长/cm	立方体数目	总表面积/cm²	表面能/(10^{-4}J/kg)	棱边能/(10^{-4}J/kg)
0.77	1	3.6	540	2.8×10^{-5}
0.1	460	28	4.2×10^{3}	1.7×10^{-3}
0.01	4.6×10^{5}	280	4.2×10^{4}	0.17
0.001	4.6×10^{8}	2.8×10^{3}	4.2×10^{5}	17
10^{-4}	4.6×10^{11}	2.8×10^{4}	4.2×10^{6}	1.7×10^{3}
10^{-6}	4.6×10^{17}	2.8×10^{6}	4.2×10^{8}	1.7×10^{7}

2.3.2　固液混合燃料的组分亲液性

根据表面接触角大小，颗粒可分为亲液性和疏液性两大类[9]。接触角的大小主要取

决于颗粒的内部结构、表面不饱和力场的性质和颗粒表面形状，其关系和分类见表 2-6。

表 2-6 颗粒表面润湿性的分类和结构特征的关系

颗粒润湿性	接触角范围/(°)	表面不饱和键特性	内部结构
强亲液性颗粒	$\theta=0$	金属键、离子键	由离子键、共价键或金属键等连接内部质点，晶体结构多样化
弱亲液性颗粒	$0<\theta<40$	表面离子键或共价键	由离子键、共价键连接晶体内部晶体质点成配位体，断裂面相邻质点能互相补偿
疏液性颗粒	$40\leqslant\theta\leqslant90$	以分子键为主，局部区域为强键	层状结构晶体，层内质点由强键连接，层间为分子链
强疏液性颗粒	$\theta>90$	完全是分子键力	靠分子键力结合，表面不含或少含极性官能团

固液混合云爆燃料表面润湿性对燃料的分散具有重要意义，是固液混合燃料混合、制备、燃料分散和燃料物理稳定性的理论基础。

2.3.3 表面能测定

1. 颗粒表面能的测定方法

直接用试验测定颗粒表面能是较为困难的，多数都是通过间接测量某种参数，然后再进行计算求得。

接触角法[9]通过测量固-液两相润湿平衡接触角和液体的表面张力，可求出颗粒表面能，这是在 Fowkes 界面张力理论的基础上常用的一种方法。Fowkes 认为，界面张力是各种力的贡献之和，即

$$\gamma=\gamma^{d}+\gamma^{h}+\gamma^{m}+\gamma^{\pi}+\gamma^{i} \tag{2-38}$$

式中，γ 为界面张力；γ^{d} 为色散力；γ^{h} 为氢键；γ^{m} 为金属键；γ^{π} 为电子相互作用力；γ^{i} 为离子间相互作用力。

A、B 两相界面张力为

$$\gamma_{AB}=\gamma^{A}+\gamma^{B}-2\sqrt{\gamma_{d}^{A}\gamma_{d}^{B}} \tag{2-39}$$

式中，γ^{A}，γ^{B} 分别为 A、B 两液面表面张力；γ_{d}^{A}，γ_{d}^{B} 分别为 A、B 两液面表面张力的色散力。

如果其中有一项是固体，并有一项纯的非极性液体，那么固-液界面之间也仅有色散力相互作用。因此可得

$$\gamma^{sl}=\gamma^{l}+\gamma^{s}-2\sqrt{\gamma_{d}^{s}\gamma_{d}^{l}} \tag{2-40}$$

$$\gamma^{l}(1+\cos\theta)=2\sqrt{\gamma_{d}^{s}\gamma_{d}^{l}} \tag{2-41}$$

结合 Young 方程，变形得

$$\cos\theta=\frac{2\sqrt{\gamma_{d}^{s}\gamma_{d}^{l}}}{\gamma^{l}}-1 \tag{2-42}$$

由式(2-42)可知，只要测量出液体和该液体与颗粒表面的润湿接触角，通过作图就可求得直线的斜率，最终即可得到颗粒的表面能 γ_{sd}。

对高能颗粒的表面能，表面张力计算方法为

$$(1+\cos\theta)\gamma^{l} = 2(\sqrt{\gamma_f^s\gamma_f^l} + \sqrt{\gamma_+^s\gamma_-^l} + \sqrt{\gamma_-^s\gamma_+^l}) \tag{2-43}$$

式中，θ 为固-液界面润湿接触角；γ^l、γ_f^l 分别为液体表面能及表面能的非极性分量；γ_+^l、γ_-^l 分别为液体表面能极性分量中的电子接受体部分和电子给予体部分；γ_f^s 为颗粒表面自由能非极性分量；γ_+^s、γ_-^s 分别为颗粒表面自由能极性分量中的电子接受体部分和电子给予体部分。

只要测量并求出三种极性不同的液体的表面张力（$\gamma^l,\gamma_f^l,\gamma_+^l,\gamma_-^l$）和在颗粒表面上的润湿接触角 θ,将其代入式(2-43),求解三元一次方程组即可求得颗粒表面的 γ_+^s、γ_-^s 和 γ_f^s。由 γ_+^s 和 γ_-^s 可求得颗粒表面自由能极性分量 γ_{AB}^s。

$$\gamma_{AB}^s = 2\sqrt{\gamma_+^s\gamma_-^s} \tag{2-44}$$

颗粒表面自由能为

$$\gamma^s = \gamma_f^s + \gamma_{AB}^s \tag{2-45}$$

朱定一等[16]在总结分析前人研究的基础上,建立了计算固体表面张力的新方法。通过建立有限液固界面体系的张力平衡,推导出在无限液固界面系统中液固界面张力和固相表面张力的关系式

$$\gamma_{sl} = \frac{\gamma_{lg}}{2}(\sqrt{1+\sin^2\theta} - \cos\theta),\quad 0<\theta\leqslant 180^\circ \tag{2-46}$$

$$\gamma_{sg} = \frac{\gamma_{lg}}{2}(\sqrt{1+\sin^2\theta} + \cos\theta),\quad 0<\theta\leqslant 180^\circ \tag{2-47}$$

与 Young 方程相同,它同样是建立在张力平衡的基础上的表达式,利用这一方法计算得到的张力值是未加任何假设条件的理论解。这两个式子同样可以通过热力学平衡推导出来。式(2-46)、式(2-47)表明 γ_{sg}、γ_{sl} 仅仅是液相表面张力 γ_{lg} 和接触角 θ 的函数,只要知道一种液体的 γ_{lg} 和这种液体在固相表面的接触角 θ 就可以计算得到 γ_{sg}。

通过分析含颗粒的固液混合云爆燃料表面能的影响因素,发现影响颗粒表面能的主要因素是颗粒的表面结构。通过测量液体燃料的表面张力和固-液界面的接触角,得到云爆燃料的表面能。

2. 液体表面张力测定

测定液体表面张力的方法很多,有毛细管法、最大泡压法、圆环法、吊板法、悬滴法、滴重法等。本书选择悬滴法测定液体燃料的表面张力。

1) 测定原理

悬滴法是根据在水平面上自然形成的液滴形状计算表面张力的。在一定平面上,液滴形状与液体的表面张力和密度有直接关系。由 Laplace 公式描述在任意点 P 曲面内外压差为

$$\gamma\left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2}\right) = p_0 + (\rho_l - \rho_g)gz \tag{2-48}$$

式中，R_1、R_2分别为液滴的主曲率半径；z 为以液滴顶点 O 为原点、液滴表面上点 P 的垂直坐标；p_0为顶点 O 处的静压力。

$$S = \frac{ds}{de} \tag{2-49}$$

式中，de 为悬滴的最大直径；ds 为离顶点距离为 de 处悬滴截面的直径。

再定义

$$H=\beta\left(\frac{de}{b}\right)^2 \tag{2-50}$$

则得

$$\gamma=\frac{(\rho_l-\rho_g)g\,de^2}{H} \tag{2-51}$$

式中，b 为液滴顶点 O 处的曲率半径。

若对应悬滴 S 值的 $1/H$ 为已知，即可求出其表面张力。应用 Bashforth-Adams 法即可算出作为 S 的函数的 $1/H$ 的值。因为可采用定期摄影或测量 ds/de 数值随时间的变化，所以悬滴法可方便地用于测定液体的表面张力。

2）测试结果

悬滴法计算液体表面张力的图像如图 2-17 所示。纯净水、硝基甲烷、环氧丙烷、乙醇、丙酮、正己烷等液体在温度为 20 ℃时的表面张力值见表 2-7。

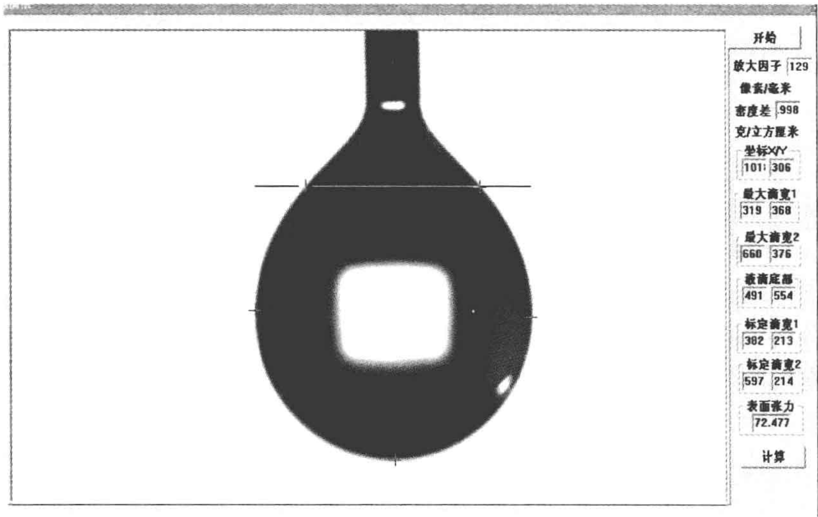


图 2-17　悬滴法计算液体表面张力图像

表 2-7　液体表面张力值测试结果

液体	测试值/(mN/m)
纯净水	72.14
硝基甲烷	40.13
环氧丙烷	22.52
乙醇	23.82
丙酮	26.28
正己烷	20.39

3. 接触角测定

对于理想的平固体表面，当液滴在表面达平衡后，只有一个符合 Young 方程的接触角。利用 JCD2000 接触角测量仪得到液滴与金属表面接触后停滴的图片如图 2-18 所示。该方法是将固体表面上的液滴投影到屏幕上，然后直接测量切线与相界面的夹角，从而直接得到接触角的大小。

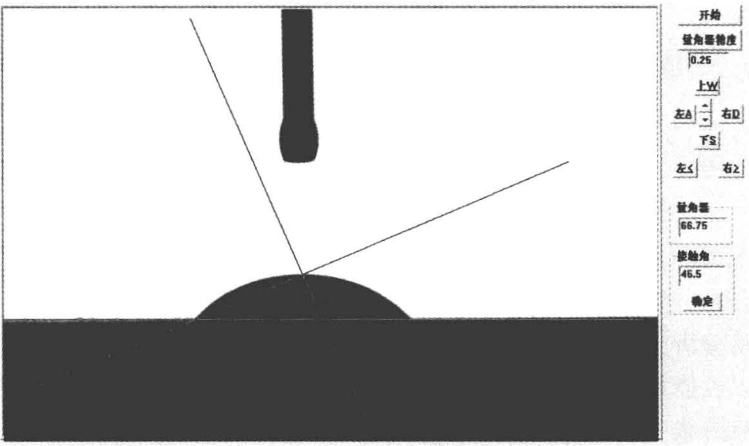


图 2-18　三点量角法测量接触角示意图

量角法是接触角测定中常用的一种测量方法，但由于准确地确定三相点和切线是难点，而且测量结果往往受操作者的影响，重现性差，误差大。为了消除这种由于操作者不同对测试结果的影响，本试验采用的是五点拟合法，如图 2-19 所示。通过在固-液界面上选取五个点，拟合出液滴的轮廓，进而计算出接触角，降低了误差。

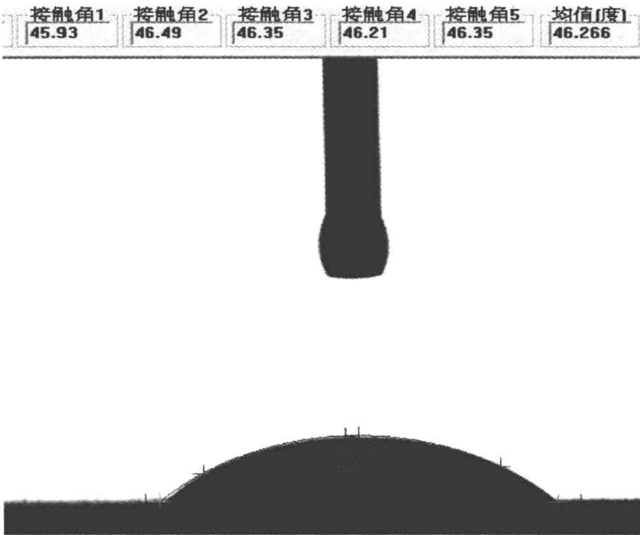


图 2-19　五点量角法测量接触角示意图

以 NM 为标准液体，分别对纯净铝、部分氧化的铝和纯氧化铝的压片进行测试，数据见表 2-8。

表 2-8　云爆燃料接触角和表面能

序号	接触界面	接触角/(°)	表面能/(J/m^2)
1	Al-空气	—	796.5
2	Al-NM	35.1	756.4
3	Al-PO	19.9	777.13
4	Al-Al_2O_3-空气	—	605.7
5	Al_2O_3-空气	14.8	423.6

2.4　固液混合燃料理化性能研究方法

目前，我国已经形成了火药、炸药和火工品的相关试验方法，内容包括一般试验方法、有机组分定量分析方法、无机组分定量分析方法、安定性和相容性试验方法、感度和安全性试验方法以及能量和爆炸特性试验方法等，相关试验方法具有系统性、完整性和统一性。这些试验方法主要用于凝聚态药剂性能的测试。

与传统的凝聚炸药不同，云爆燃料具有特殊的药剂配方和状态，应根据云爆燃料的特点，首先借鉴火药、炸药和火工品的相关试验方法，对于无法使用的方法须建立新方法，下面主要介绍适合云爆燃料的理化性能试验测试方法。

2.4.1　爆轰参数计算方法

按 Chapman-Jouguet 理论计算爆轰参数的计算模型有若干个[17]，如 EQUIL、BLAKE、TIGER 或 THEETAH 等。这些模型提供取决于参加反应的反应物浓度的爆速值、冲击波正面后的温度值和冲击波正面的峰值超压。在计算炸药爆轰参数的方法中，应用最广泛的 BKW 状态方程比较适合计算凝聚类炸药[18]，但在计算液体、粉尘的爆温时存在严重缺陷。利用相似理论提出了一个以 Lennard-Jones 势能函数为基础的简化维里(VIRIAL)模型，即为 VLW 爆轰产物方程[19,20]。基于该爆轰产物状态方程能够计算云爆燃料空气炸药云雾爆轰状态参数。该方程适用的压力范围从常压到几万兆帕，适用的密度范围为 0.001～3.5 g/cm^3。

非理想气体的理论方程 VIRIAL 为

$$\frac{pV_m}{RT}=1+\frac{B(T)}{V_m}+\frac{C(T)}{V_m^2}+\frac{D(T)}{V_m^3}+\cdots \tag{2-52}$$

式中，V_m为气体的摩尔体积。

引入无量纲变量和函数

$$r^*=\frac{d}{r},\quad T^*=\frac{kT}{\varepsilon},\quad B^*=\frac{B}{\frac{2}{3}\pi Nd^3} \tag{2-53}$$

则 Lennard-Jones 势能函数可写为

$$\frac{u(r)}{kT}=\frac{4}{T^*}\left(\frac{1}{r^{*12}}-\frac{1}{r^{*6}}\right) \tag{2-54}$$

由式(2-54)得

$$\frac{1}{kT}\frac{\mathrm{d}u(r)}{\mathrm{d}r}=\frac{4}{T^*}\left(-\frac{12}{r^{*13}}+\frac{6}{r^{*7}}\right)\frac{1}{d} \tag{2-55}$$

第二维里系数的表达式为

$$B(T)=-\frac{2\pi N_0}{3kT}\int_0^{\infty} r^3\frac{\mathrm{d}u(r)}{\mathrm{d}r}\mathrm{e}^{-\frac{u(r)}{kT}}=b_0B^*(T^*) \tag{2-56}$$

式中，$B^*(T^*)=-\int_0^{\infty}\left[\exp\left(-\frac{4}{T^*}\right)\left(\frac{1}{r^{*12}}-\frac{1}{T^{*6}}\right)\right]\frac{4}{r^*}\left(-\frac{12}{r^{*12}}+\frac{6}{r^{*6}}\right)r^{*2}\mathrm{d}r^*$

$$B^*(T^*)=\sum_{j=0}^{\infty}\left[-\frac{2^{j+\frac{1}{2}}}{4j!}\Gamma\left(\frac{j}{2}-\frac{1}{4}\right)T^{*-\frac{(2j+1)}{4}}\right] \tag{2-57}$$

当 $20<T^*<100$ 时，B^*、C^*、T^* 之间有如下的近似关系式：

$$C^*(T^*)=\frac{B^*}{T^{*\frac{1}{4}}} \tag{2-58}$$

则无量纲的第三维里系数可以由第二维里系数求出

$$C(T)=b_0^2C^*(T^*) \tag{2-59}$$

由维里系数的相似性质，将上述形式推广，则第四维里系数为

$$D(T)=b_0^2D^*(T^*) \tag{2-60}$$

根据相似理论，高阶无量纲第 n 维里系数为

$$D_n^*(T^*)=\frac{B^*}{(n-2)^nT^{*\frac{1}{4}}},\quad n=3,4,\cdots \tag{2-61}$$

要想精确地反映爆轰气体的性质，取 $n=4$ 即可，则式(2-61)可以写为

$$\frac{pV_{\mathrm{m}}}{RT}=1+\frac{b_0}{V_{\mathrm{m}}}B^*+\frac{B^*}{T^{*\frac{1}{4}}}\sum_{n=3}^{m}(n-2)^{-n}\left(\frac{b_0}{V_{\mathrm{m}}}\right)^{n-1} \tag{2-62}$$

取 $\overline{T^*}=\sum_i\sum_j\frac{x_ix_jT_{ij}^*}{\bar{x}^2}$ 作为混合物分子的平均势能参数，其中

$$T_{ij}^*=(T_i^*T_j^*)^{\frac{1}{2}} \tag{2-63}$$

$$b_0=\sum_i\frac{x_j}{\bar{x}}(b_0)_i=\frac{2}{3}\pi N\sigma^3 \tag{2-64}$$

$$\bar{x}=\sum_j x_i \tag{2-65}$$

令 $\omega=\frac{b_0}{V_{\mathrm{m}}}$，$q=\frac{B^*}{T^{*\frac{1}{4}}}$，则式(2-62)可以写为

$$\frac{pV_{\mathrm{m}}}{RT}=1+\omega B^*+\omega^2q+\omega^3\frac{q}{16} \tag{2-66}$$

式(2-66)即为 VLW 爆轰产物状态方程。

2.4.2　组分相容性研究方法

云爆燃料的相容性是指燃料各组分之间以及燃料与其他材料相混合或相接触后，各

组分保持各自物理、化学和爆炸性质不发生明显变化的能力。相容性分为内相容性和外相容性。研究云爆燃料的内相容性对燃料在一定时间内贮存、使用过程中的安全性和燃料达到预期效果的可靠性具有重要意义。目前，众多学者多采用热分析方法来研究药剂组分的内相容性，如用 DTA、DSC 等。由于固液混合云爆燃料含有易挥发液体组分，传统的相容性测试方法不完全适用，需要对测试方法、测试时间、测试温度、数据处理等进行新的探索[21]。

1. *差示扫描量热法*

1）测试原理

被测燃料在不同的温度下，由于化学或物理变化产生的热效应可引起被测燃料温度的变化。用差示扫描量热计测量并记录被测燃料与参比物间温度变化与热流量的关系，绘制成 DSC 曲线。通过计算曲线上混合体系相对于参比体系的分解峰顶温度的改变量的大小和表观活化能改变率的大小，评定被测燃料与接触材料间的相容性。

2）试验曲线

由温度扫描试验获得的组分 A 和混合燃料的温度扫描曲线如图 2-20 所示。根据混合燃料中组分 A 的含量，通过对试验结果进行数学处理，可以确定图 2-20(b)中出现的较大放热峰是混合燃料中敏化组分 A 的热分解放热峰。

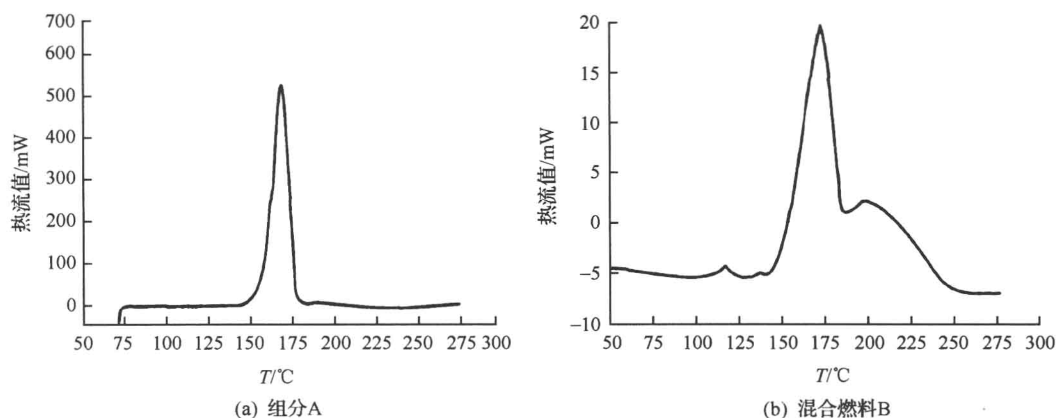


图 2-20　组分 A 及混合燃料 B 的热流曲线

3）试验结果

采用 Freeman-Carroll 法来处理试验数据[21]，Freeman-Carroll 动力学方程为

$$\frac{\Delta\lg\left\{\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}T}\right\}}{\Delta\lg(1-\alpha)}=\frac{-E}{2.303R}\left\{\frac{\Delta\left(\frac{1}{T}\right)}{\Delta\lg(1-\alpha)}\right\}+n \tag{2-67}$$

以 $Y=\frac{\Delta\lg\left\{\frac{\mathrm{d}\alpha}{\mathrm{d}T}\right\}}{\Delta\lg(1-\alpha)}$ 为纵坐标，$X=\frac{\Delta\left(\frac{1}{T}\right)}{\Delta\lg(1-\alpha)}$ 为横坐标，进行线性拟合，可由直线

的斜率求得活化能 E，同时由纵坐标的截距求得反应级数 n。计算结果见表 2-9 和表 2-10。

表 2-9　单组分 A 的各项值

T/K	$\Delta\lg(1-\alpha)$	$\frac{\Delta(1/T)}{\Delta\lg(1-\alpha)}$ $(\times 10^{-5})$	$\frac{\Delta\lg(\mathrm{d}\alpha/\mathrm{d}t)}{\Delta\lg(1-\alpha)}$
434～436	−0.030 01	35.2	−2.041 29
436～438	−0.044 50	23.5	−1.202 89
438～440	−0.065 08	15.9	−0.750 88
440～442	−0.105 40	9.76	−0.469 33
443～444	−0.172 23	5.92	−0.098 39
444～446	−0.278 98	3.62	0.129 882

表 2-10　混合燃料 B 中所含组分 A 的各项值

T/K	$\Delta\lg(1-\alpha)$	$\frac{\Delta(1/T)}{\Delta\lg(1-\alpha)}$ $(\times 10^{-5})$	$\frac{\Delta\lg(\mathrm{d}\alpha/\mathrm{d}t)}{\Delta\lg(1-\alpha)}$
433.00～435.00	−0.024 11	44.0	−2.740 07
435.00～436.99	−0.031 78	32.9	−1.648 84
436.99～438.99	−0.041 58	25.1	−1.009 23
438.99～440.98	−0.054 30	18.9	−0.617 06
440.98～442.98	−0.070 99	14.4	−0.347 59
442.98～444.98	−0.093 14	10.9	−0.156 18
444.98～446.98	−0.122 66	8.2	−0.009 38

根据试验数据进行拟合，单组分 A 及混合燃料 B 中组分 A 的拟合图见图 2-21。

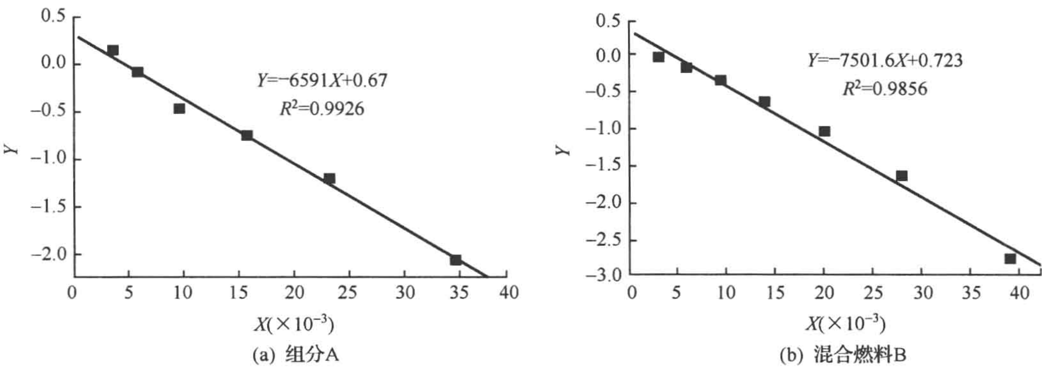


图 2-21　单组分 A 及混合燃料 B 中组分 A 的数据拟合曲线

由图 2-21(a)，并根据拟合方程 $Y=-6591X+0.67$，从方程的斜率计算出单组分 A 的表观活化能为 126 kJ/mol。由图 2-21(b)，并根据拟合方程 $Y=-7501.6X+0.723$，从方程的斜率计算出混合燃料 B 中单组分 A 的表观活化能为 144 kJ/mol。参照表 2-11 的国标 GJB772A—97 中方法 502.1 的相容性判据，进行燃料相容性的判断。

表 2-11　相容性判断标准

相容性等级	ΔT_{max}范围/℃	表观活化能变化率/%	相容性判定
1	$\Delta T_{max}\leqslant 2.0$	$\Delta E/Ea\leqslant 20$	好
2	$\Delta T_{max}\leqslant 2.0$	$\Delta E/Ea>20$	较好
3	$2.0<\Delta T_{max}<5.0$	$\Delta E/Ea\leqslant 20$	较差
4	$2.0<\Delta T_{max}<5.0$	$\Delta E/Ea>20$	差
5	$\Delta T_{max}\geqslant 5.0$	—	不相容

注：$\Delta E/E_a$ 为表观活化能的变化率。

$$\Delta T_{max}=172.93-170.96=1.97\leqslant 2.0℃$$

$$\Delta E/E_a=\frac{E_{混}-E_{单}}{E_{单}}\times 100\%=14.28\%\leqslant 20\%$$

该燃料的内相容性等级为 1，燃料的相容性好。

2. 微热量热法

由于 DSC 试验样品量小、升温速率快和样品燃料挥发性极强等原因，试验的装样比较困难，因此采用 DSC 研究该燃料相容性的试验重现性不够理想。与 DSC 相比，C80 Ⅱ型微热量热试验仪器的样品量达到克级；同时仪器的样品池密封性能更好，升温速率最低可以达到 0.02℃/min，能够满足对挥发性物质的测量，更适合研究云爆燃料各组分间的内相容性。

1）测试原理

用微热量热仪分别测定两种试样及其混合试样在一定温度下的热流曲线(或热量)。通过比较单一组分试样的理论热流曲线(或理论热量)与混合试样的热流曲线(或热量)之差，评价燃料的相容性。

2）试验曲线

由微热量热试验获得的各组分及混合燃料的恒温曲线如图 2-22 所示。

根据各单组分在混合燃料中的含量，拟合出混合燃料的理论热流曲线为

$$H=\sum X_i(H_i-H_0)/M_i(l) \tag{2-68}$$

式中，X_i为单组分在混合燃料中的质量分数(%)；H_i为燃料单组分的热流(mW)；H_0为基线的热流(mW)；M_i为单组分的质量(g)；H 为单位质量的理论热流(mW/g)。

将各单组分的热流-时间曲线的数据按式(2-68)进行拟合，得到理论热流曲线。将单位质量的理论热流曲线、实际混合燃料热流曲线和基线进行比较，如图 2-23 所示。

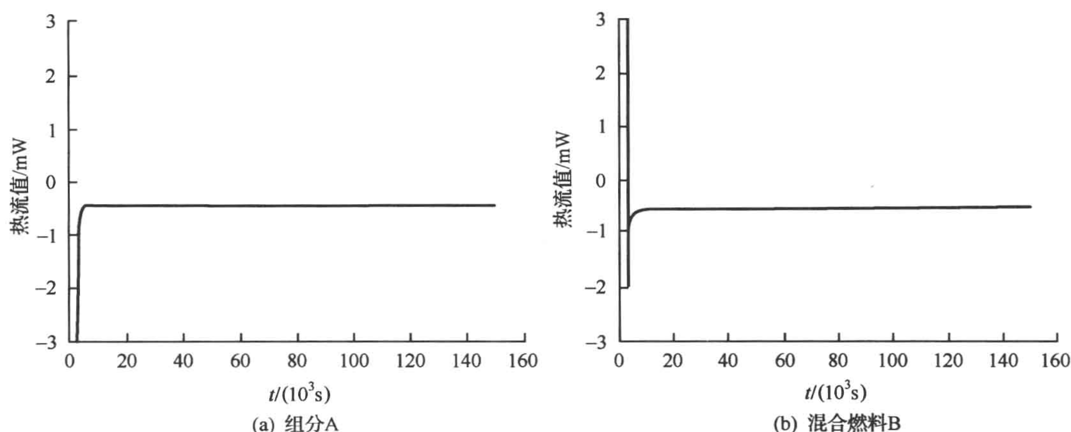


图 2-22　组分 A 及混合燃料 B 的热流曲线

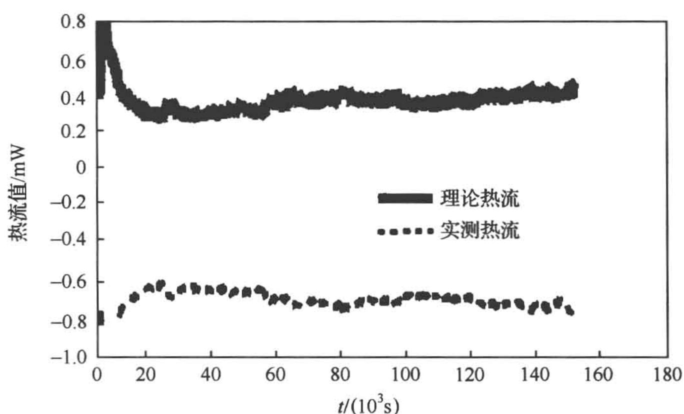


图 2-23　混合燃料 B 的理论热流曲线和实测热流曲线

3）相容性评定

通过恒温试验判断燃料各组分的相容性，根据相容性判据：若理论热流曲线位于混合体系实测热流曲线之上或两者基本重叠，则混合体系是相容的；若理论热流曲线位于混合体系实测热流曲线之下或混合体系热流曲线位于试验基线以下，则判定该混合体系为不相容。

由图 2-23 可知，理论热流曲线位于实测热流曲线之上，且两条曲线都在基线的上方，因此可判断出该混合燃料各组分相容性良好。

2.4.3　长贮性研究方法

随着云爆弹的研制及其型号装备的应用，云爆燃料的长期贮存性能越来越受到人们的重视。准确地预测燃料的贮存寿命，既能够保证云爆武器的使用安全性和作用可靠性，又可以避免过早地销毁武器所造成的巨大浪费。因此，云爆弹的燃料贮存寿命是云爆弹正式装备部队前必须确定的一项战技指标。

固液混合云爆燃料是一种新型高威力云爆燃料，以金属铝粉为主要组分，宏观固态而微观液固混合态。这种燃料贮存寿命没有现成的预测方法，且国内外没有相关研究可以参考。本书参考火药、炸药、固体推进剂、火工品等物质的贮存寿命预测方法，建立了适合高能固液混合云爆燃料贮存寿命的预测方法[22]。

1. 预测判据和预测方法的选择

预测混合物质的贮存寿命，首先必须确定在混合物质中最能反映混合物质使用性能变化的某种组分，以该组分性能的变化作为判据估算物质的贮存寿命。固液混合云爆燃料是一种以铝粉为主的液固混合物，固体铝粉占燃料总质量的 60%以上，也是云爆弹威力的主要提供者。铝粉活性是直接影响云爆武器威力的敏感指标，因此确定以云爆燃料中铝粉活性的变化作为估算云爆燃料贮存寿命的判据。

目前，对物质进行贮存寿命预测的方法主要有高温加速老化预估法、活化能法、凝聚含量法、傅里叶红外光谱分析法、动态黏弹分析法等。对比各种试验方法，发现凝聚含量法、傅里叶红外光谱分析法、动态黏弹分析法等主要适用于有机物的化学性质和机械性能的分析，本书研究的云爆燃料以铝粉活性的变化作为贮存寿命的预测判据，而铝是一种无机活泼金属，有机分析方法并不适用。采用高温加速老化试验法能够分析物质的多种性能，试验方法成熟，应用范围广泛，能够达到预测云爆燃料贮存寿命的目的。因此，本书选择高温加速老化试验法，通过测定高温贮存条件下铝粉活性的变化进行云爆燃料贮存寿命的预测。铝粉活性是根据国家标准 GB 3169.1—82《铝粉化学分析方法——气体容量法测定活性铝》进行测定的。试验数据见表 2-12。

表 2-12　燃料高热加速试验后铝粉活性变化

贮存时间/h	活性铝含量/%		
	50℃	60℃	70℃
120	86.9	86.5	85.6
240	86.6	85.9	84.7
480	86.0	84.9	82.4
720	85.3	83.8	81.0

高温加速老化法是推算常温下物质贮存寿命的常用方法。该方法是利用寻找待测物质的某一性能参数随温度的变化规律（老化方程）来推断物质的常温贮存寿命。本书分别采用火药和固体推进剂的贮存寿命预测方法进行固液混合云爆燃料贮存寿命预测。

2. 贝瑟洛特(Berthlot)方程预测法

1）预测原理

根据《火药试验方法　预估安全贮存寿命　热加速老化法》的基本原理，通过测定不同贮存温度下铝粉活性变化速度和温度的关系，求出燃料的贮存寿命。假设铝粉活性变化速度符合 Berthlot 方程。

$$\lg K = aT + b \tag{2-69}$$

$$T = A + B \lg t \tag{2-70}$$

25 ℃时式(2-70)变形为

$$t_{25} = 10^{(25-A)/B} \tag{2-71}$$

式中，K 为反应速率常数；T 为温度(℃)；t 为贮存时间(天)；t_{25} 为 25 ℃时的贮存时间；A、B、a、b 为系数。

2) 试验数据处理及分析

失效判据(寿命终点判据)是预测产品贮存寿命的重要指标之一，本书以原始活性铝含量 87.0%为基础，分别选择铝粉活性变化 10%、20%、30%作为失效判据，得到不同温度下的贮存时间(表 2-11)；根据式(2-70)用不同温度下的贮存时间作图(图 2-24)得出 A、B 值，最后根据式(2-71)求出常温下燃料的贮存寿命 t_{25}。

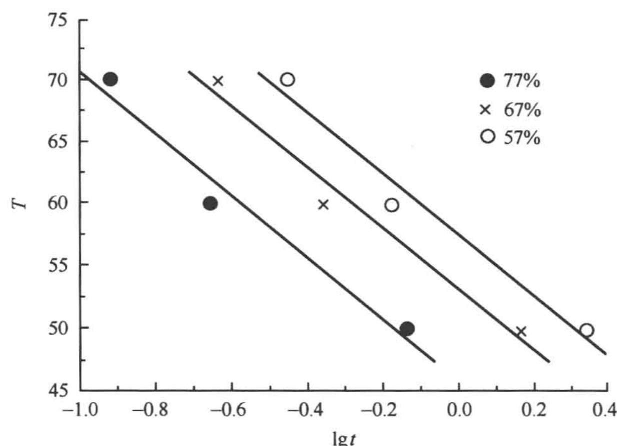


图 2-24　铝粉活性变化的 lg$t$-T 关系图

3. 阿伦尼乌斯(Arrhenius)方程预测法

1) 预测原理

根据 QJ 2328—1992《复合固体推进剂贮存老化试验方法》的基本原理，通过测定不同贮存温度下铝粉活性变化速度和温度的关系，求出燃料的贮存寿命。采用固体推进剂的贮存寿命预测进行高能固液混合云爆燃料贮存寿命预测研究有几点假设：假设燃料中铝粉活性的变化是贮存时间的函数；假设铝粉反应的活化能是常数，与温度无关，反应速率只受温度的影响；在试验温度至常温区间的老化机理相同，在贮存过程中铝粉活性的降低符合 Arrhenius 方程。

不同贮存温度下铝粉活性变化的速率常数符合 Arrhenius 方程

$$K = Z\exp(-E/RT) \tag{2-72}$$

式中，Z 为指前因子；K 为铝粉活性变化的速率；E 为表观活化能；R 为摩尔气体常数；T 为热力学温度(K)。

对式(2-72)两边取对数，可得

$$\ln K = A - B/T \tag{2-73}$$

根据 QJ 2328—1992《复合固体推进剂贮存老化试验方法》中数据处理方法的基本原理，假定铝粉活性变化符合下面的经验公式：

$$P = P_0 + K \lg t \tag{2-74}$$

式中，P 为某一时刻铝粉活性；P_0为常数；t 为老化时间。

2）试验数据处理及分析

将铝粉活性数据分别代入式(2-74)作图并进行线性回归，得到三个贮存温度下铝粉活性变化的直线方程，求出不同贮存温度的速率常数 K，将 K 值分别代入公式(2-73)并进行线性回归，求出 A 和 B 的值，得到高能固液混合云爆燃料的化学反应速率常数方程：$\ln K = 19.85 - 7780/T$。

本书通过三个温度点、四个老化时间的高温加速老化试验，分别采用火药和固体推进剂贮存寿命预测方法研究高能固液混合云爆燃料的贮存寿命，试验和预测结果见表 2-13，发现两者的预测结果有非常大的差距。

表 2-13　高能固液混合云爆燃料贮存寿命预测结果

失效判据/%	Berthlot(火药)预测法/年	Arrhenius(固体推进剂)预测法/年
10	7.07	1.9×10^{68}
20	14.49	2.5×10^{122}
30	21.54	6.4×10^{175}

根据 Arrhenius(固体推进剂)预测方法计算贮存时间明显与实际不符，此方法不适合云爆燃料贮存寿命预测。Berthlot(火药)预测方法，符合燃料的实际情况，能够反映云爆燃料的实际贮存寿命。

2.4.4　发射安全性研究方法

远射程大口径火炮发射时战斗部装药受到的惯性力很大，严重威胁云爆弹发射安全性，云爆装药发射安全性是评价云爆弹安全性的重要指标，特别是含有氧化剂及含能组分的一次引爆型云爆燃料，其发射安全性研究更为重要。采用实弹进行发射安全性试验，周期长、费用高、数据采集难度大，所以需要采用发射安全模拟试验方法[23]，发射安全模拟试验方法包括膛压冲击试验和落锤冲击试验。

1. 膛压冲击试验

1）试验原理

膛压冲击试验方法采用模拟膛压冲击试验台来模拟火炮膛压的变化过程。当发射药点燃，燃气压力作用于活塞；活塞通过击柱迅速把冲击压力传给试件；测试仪器通过传感器记录膛压和击柱冲击力的大小及过程，模拟火炮发射时的膛压形成过程和在膛压作用下弹丸炸药装药底部的受力过程，为研究装药过载响应提供依据。

2）试验设备

模拟膛压冲击试验台如图 2-25 所示。

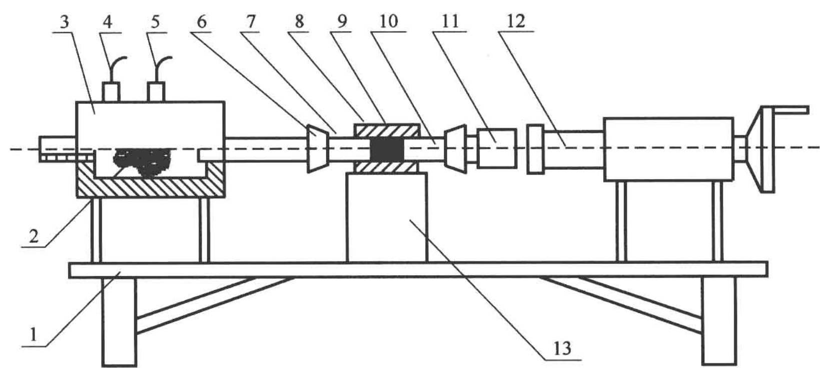


图 2-25　膛压冲击试验装置总体结构示意图

1-试验台架;2-发射装药;3-膛压发生器;4-压电压力传感器;5-应变压力传感器;6-压力活塞;7-上击柱;8-试件;9-击柱套;10-下击柱;11-力传感器;12-定位与夹紧装置;13-试件支座

3）试验结果

对于具有一定尺寸和密度的同一批炸药装药的试样，在一定的冲击加载速率下，有一个最大冲击应力 σ_{max}。当冲击应力 σ 大于最大冲击应力 σ_{max} 时试样就有可能发生爆炸，当冲击应力 σ 小于最大冲击应力 σ_{max} 时试样就不会发生爆炸，此时的最大冲击应力 σ_{max} 就称为该种炸药装药的后坐感度 σ_c。通过在相同标准条件下测定不同炸药装药的后坐感度 σ_c 的大小，可以评估实际炸药装药的发射安全性。本方法也可用来测定具有一定装药缺陷或有一定底隙或侧隙试样的后坐感度，用以评估装药缺陷对发射安全性的影响。

2. 落锤冲击试验

1）试验原理

落锤冲击试验装置为大型落锤式撞击加载系统，主要利用落锤来撞击模拟弹丸的驱动活塞，使云爆燃料受到类似于火药发射产生的过载作用。该系统能够较好地模拟弹丸发射时膛内轴向应力状态；同时该系统测得的加载应力波形比较稳定，可重复性好，并且可通过调节落锤的高度来实现加载应力大小的变化。

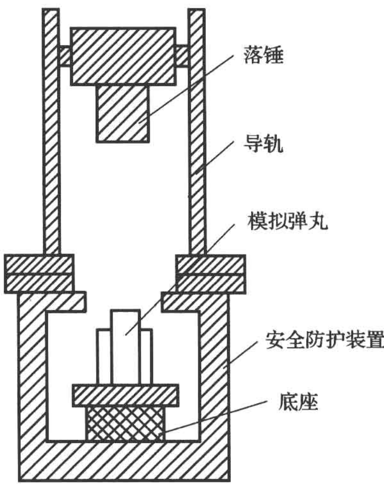


图 2-26　落锤撞击的模拟试验装置

2）试验设备

模拟试验装置如图 2-26 所示。

3）试验结果

试验前首先将燃料在模套中压装成药柱，云爆燃料装药的药柱规格为 ϕ40 mm×40 mm，然后在药柱上端面用塑料密封垫进行密封，其作用是防止边角处的装药试样被挤进驱动活塞与模套之间的空隙中，从而避免了边角摩擦点火。按照试验条件，对云爆燃料进行无宏观缺陷的装药试验，即云爆装药药柱的两个端面无可见的裂

纹，药柱内部无杂质，药柱与弹丸壳体之间无可见的空隙。

试验采用炸药感度试验中的“上下限法”，其结果用一组(10 发)试验的 50%爆炸落高 $h_{50\%}$表示。云爆燃料装药采用两种不同装药密度，实际装药密度用 ρ 表示，相对装药密度(实际装药密度 ρ 与按照燃料配方计算得出的装药密度 ρ_1 的比值)用 ρ_r 表示，压力传感器测得未爆药柱的底部压力用 σ 表示。

2.5 固液混合云爆燃料制备与装药方法

固液混合云爆燃料的装药质量直接影响其武器化性能的实现。根据固液混合云爆燃料的燃料状态、流动性、安全性等，以保证生产安全、提高装药质量、有利于标准化生产为目的，选择最佳的燃料制备和装药方法。

2.5.1 制备方法

固液混合云爆燃料由固体组分和液体组分混合而成，达到液体对固体颗粒的均匀包覆。混合是使两种以上物料相互分散，达到温度、浓度以及组成一致的操作。

1. 混合方法的选择

燃料混合方法有 3 种：切变混合是由于粉粒体各层之间的速度差而发生的各粉粒层之间的剪切分离并伴随发生的混合，如研磨混合。对流混合是由于容器自身或桨叶的旋转造成粉粒体大范围移动而引起的混合，如 V 形混合筒，将轴不对称地固定在筒的两面，由传动装置带动，进行混合操作。扩散混合是由于相邻粉粒体相互交换位置而引起的局部混合，如搅拌混合。

综合分析固液混合云爆燃料的组分、结构和黏度等因素，能够达到混合质量要求的是采用扩散方法进行的搅拌混合。

固液云爆燃料混合加料采用“等量递增法”原则。其具体操作方法是：取全部的量小组分和等质量的量大组分，同时置于混合机械中混合均匀，再加入同混合物等量的量大的组分混合均匀，如此倍量增加直至加完全部量大的组分为止。

2. 制备设备

燃料制备可以根据燃料配方、生产规模、生产环境等条件，选择捏合机或螺旋锥形混合机。

1) 捏合机

捏合机(图 2-27)是由一对互相配合和旋转的叶片(通常呈 Z 形)所产生的强烈剪切作用而使半干状态或橡胶状的黏稠塑料材料能够迅速反应从而获得均匀的混合搅拌。捏合机具有搅拌均匀、无死角、捏合效率高的优点。

其主要结构由捏合部分、机座部分、液压系统、传动系统、真空系统和电控系统等六大部分组成；捏合部分由缸体、桨轴、墙板和缸盖等组成。

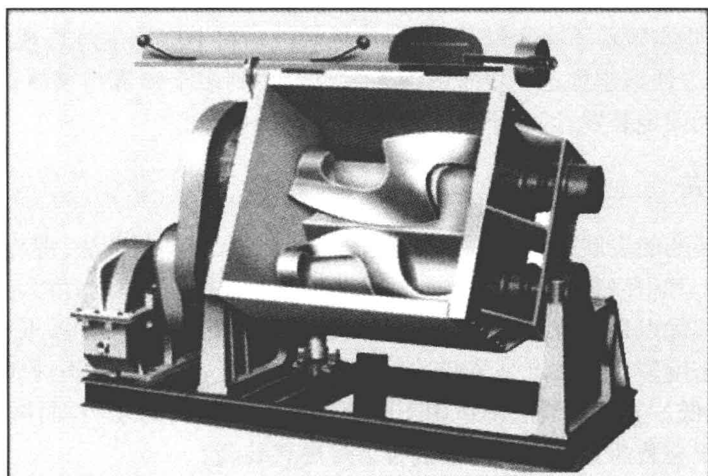


图 2-27　捏合机示意图

调温形式有夹套、蒸汽、油加热、水冷却等，采用液压翻缸及启盖。出料方式有液压、翻缸倾倒、球阀出料、螺杆挤压、液压翻板出料等。缸体及桨叶与物料接触部分均采用不锈钢、合金钢、锰钢等材质制成，以确保产品质量。

液压系统由一台液压站操纵两个小油缸和两个大油缸，来完成启闭大盖、翻动搅拌缸的功能；电控系统分为手动、自动电控系统，由用户根据要求任意选择，操作方便、可靠。

传动系统由电机、减速机和齿轮组成。要根据捏合机型号选择配套电机。在传动过程中，可由电机同步转速，经弹性联轴器至减速机后，由输出装置传动快桨，使其达到规定的转速，也可由变频器进行调速。

2）螺旋锥形混合机

锥体混合机（图 2-28）应用于粉体与粉体之间的混合、粉体中添加微量液体混合、液体与粉体、糊状体混合（糊状体流动性较好）及颗粒、片状、短纤维的组合性混合。对热敏性物料不会产生过热，对颗粒物料不会压馈和磨碎，对密度悬殊和粒度不同的物料混合不会产生分屑离析现象。

锥体混合机工作原理：混合机的两个非对称螺旋的快速自转，使物料向上提升，形成两股非对称、沿筒臂由下向上的螺旋物料流。转臂带动的螺旋公转运动，使螺旋外的物料不同程度进入螺柱包络线内，一部分物料被错位提升，另一部分物料被抛出螺柱，从而达到全圆周方位物料的不断更新扩散，被提到上部的两股物料再向中心凹穴汇合，形成一股向下的物料流，补充了底部的空穴，从而形成对流循环。

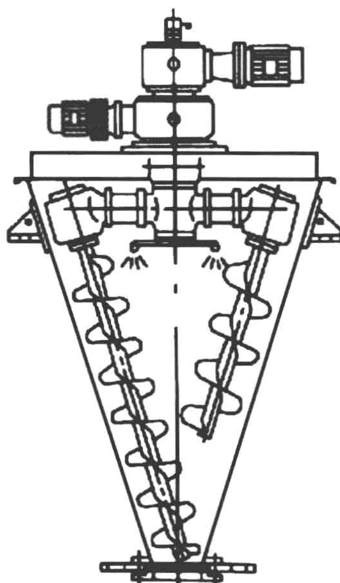


图 2-28　锥体混合机示意图

锥形混合机适用特性：适用于物料密度悬殊，粉体颗粒相当大的物料；适用于物料混合过程温和，对物料颗粒不会压馈或破碎；对热敏性物料不会产生过热现象；在粉-粉混合过程中，可十分方便地添加工况要求的液体或设置一到多个喷雾口装置；底部出料方便，由于螺旋底部无固定装置，因此不会出现压馈现象。

2.5.2 装药方法

在战斗部装药的发展历程中，先后出现了注装药法、振动装药法、螺旋装药法、压装药法等装药方法。其中注装法就是将炸药熔化为液态后，注入弹体内，待其凝固后就成为装好药的炸弹。其优点是不受弹体形状的限制，也不受口径大小的限制，同时，用注装法得到炸弹的装药密度较大。缺点是装药过程中易产生疵孔、底隙等疵病，影响弹药的发射安全性，生产率也低。显然注装法不适用于固液混合云爆燃料的装药，而振动装药、螺旋压装装药和分布压装装药方法适合固液混合云爆燃料装药。

1. 振动装药方法

固液混合云爆燃料的振动装药方法是将混合均匀、具有一定流动性的固液混合云爆燃料直接注入弹腔中，进一步通过装药手段使燃料密实成型，制得装药。

人工振捣是利用捣锤或插钎等工具的冲击力来使云爆燃料密实成型，其效率低、效果差；机械振捣是由振动台施加一定频率和振幅的振动力给云爆燃料，使之发生强迫振动而密实成型，同时有助于逸出药浆中的气体，消除其中的微气孔，从而使成形后的药柱密度均匀，具有效率高、质量好等特点。图 2-29 为振动装药方法示意图。振动过程的主要控制参数为振幅、频率和时间。

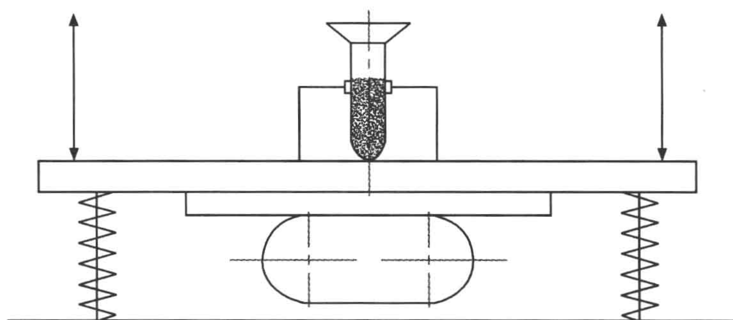


图 2-29 振动装药方法示意图

2. 螺旋压装方法

螺旋压装方法简称螺压方法，分为装填阶段和压实阶段。在装填阶段，由螺杆输入的燃料刚一进入弹腔，即因离心力作用而离开螺杆向四周散落。当燃料填满弹腔后，螺杆继续向弹腔输药，从螺旋面下挤出的燃料所产生的压力逐渐加大，当压力超过机器的压力时（由反压开关控制），弹体被迫向下移动，装填阶段结束。在压实阶段，由于燃料的不断输入产生的压力一直大于机器的压力，弹体均匀向下移动，直至螺杆退出弹体药室，此时压

实阶段结束，装药制备完毕。图 2-30 为螺压装药方法示意图。

在螺压中，螺杆与炸药摩擦最为激烈，因此选择螺压前需要进行云爆燃料的机械感度测试。因为螺杆受弹口限制，其杆径不能太大，而弹腔内径又较大，所以会出现装药中心与周边密度差过大，甚至出现装药与弹壁结合不牢的现象，因此弹径不能过大。

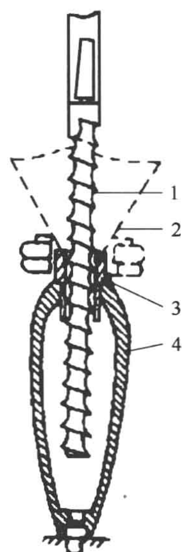


图 2-30　螺压装药方法示意图

1-螺杆；2-漏斗；3-保护套；4-弹体

3. 分布压装方法

压装法是将云爆燃料装入弹腔或模具内，用冲头传递压力进行装药的方法。图 2-31 为压力装药示意图。现在这种装药方法应用广泛。其优点是可装填不易熔化且威力较大的混合炸药，缺点是压装属于一维压缩，由于各种阻力的作用，导致压药压力和装药密度存在梯度。另外，一维压缩装药的弹性恢复量大，长大现象严重。

为进一步提高战斗部的装药密度和发射安全性，21 世纪初，我国引进了分步压装药法[24]，其主要特点是将高能混合炸药装填于中大口径炮弹中，装药密度高，装药质量好，且提高了弹药的发射安全性。它是将螺旋装药和压装药结合的装药法，生产效率高。

分步压装药法的工作原理：螺旋杆在分步压装机压头带动下实现上下往复和旋转的复合运动，在运动过程中，不压药时（螺旋杆向上运动）螺旋杆旋转输药，压药时（螺旋杆向下运动）螺旋杆停转压药，通过螺旋杆不断输药和压药将炸药装满弹体，并使其达到预期的密度。分布压装法如图 2-32 所示。

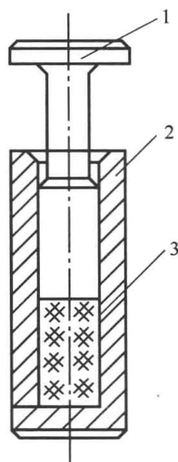


图 2-31　压力装药方法示意图

1-冲头；2-壳体；3-燃料

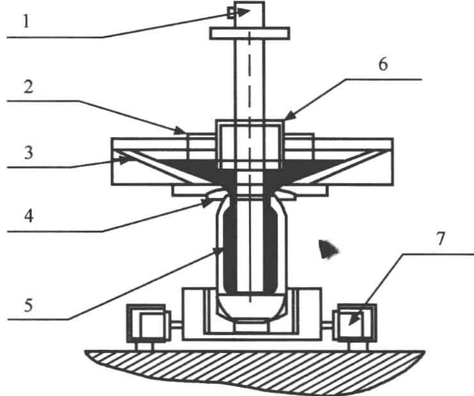


图 2-32　分布压装药原理图

1-输药压药螺杆；2-疏药器；3-装药漏斗；4-弹口保护套；5-装药弹体；6-进药开关；7-运弹车

分步压装药过程是通过每次少剂量装散燃料，随装随压，“装—压—装—压”交替连续完成燃料装填，在冲压头附近形成薄层密实区，冲头下面的散装药被压实，冲头也随装药面的升高而自动上移，直至弹丸口部，随着冲压头不断运动最终形成药柱，装药过程完成。

2.5.3 装药质量检测方法

固液混合云爆燃料的装药质量直接影响燃料的爆轰威力和安全性。研究表明，弹药装药发生早炸主要是由装药缺陷引起的，如装药的底隙、侧隙或头隙等。在实际应用中，如果装药密度与理论密度差异过大时，在撞击力的作用下，会造成装药向壳体头部压缩，使弹底引信与装药脱离而不能起爆弹丸；或者装药不均匀会影响燃料的分散效果，降低云雾爆轰的威力。因此为保证装药均匀性和一致性，消除或减少装药缺陷，保证云爆爆轰作用过程，必须进行燃料制备和装药质量检验。

1. 制备质量检验

固液混合云爆燃料制备质量检验的目的是为了保证燃料混合的均匀性，液体和固体组分的比例与配方的偏差在误差范围内。制备质量检验程序如下：

(1) 用已知质量、烘干至恒量的称量瓶（或功能相同的其他称量器）称取 10 g 燃料 $m_{总}$，精确至 0.0002 g。打开称量瓶盖，置于预热至(75±1)℃的烘箱中 3 h。取出并立即盖上瓶盖，置于干燥器中。冷却至室温，称量。得到燃料中挥发性组分的质量 $m_{液}$。

(2) 将烘干后称量瓶内的试样放入 250 mL 的烧杯中，用约 50 mL 的丙酮多次冲洗称量瓶，将冲洗液加入烧杯中，在烧杯中加入约 100 mL 的丙酮，用表面皿盖好烧杯，将烧杯放入 75 ℃的水浴中加热约 30 min，将烧杯中的混合液缓慢倒入已装好定量滤纸的滤杯中，进行减压过滤，用称量过的干净烧杯收集过滤后的丙酮溶液。用约 50 mL 的丙酮多次冲洗装有混合液的烧杯，并将冲洗液进行过滤。

(3) 将收集丙酮溶液的烧杯放入预热至(75±1)℃的烘箱中 3 h。取出并立即盖上表面皿，置于干燥器中。冷却至室温，称量。重复烘干—冷却—称量步骤，至烧杯恒量。得出燃料中敏化剂组分的质量 $m_{敏}$。

(4) 最后计算金属铝粉质量分数：$m_{Al}(\%)=(m_{总}-m_{液}-m_{敏})/m_{总}$。

2. 装药质量检验

固液混合云爆燃料需要直接装入弹体中，无法采用传统的测量方法检验装药密度和装药一致性，其装药质量检验主要采用工业 CT 法[25]。

工业 CT(industrial computed tomography)是工业计算机断层成像技术的简称，它能在对检测物体无损伤条件下，以二维断层图像或三维立体图像的形式，清晰、准确、直观地展示被检测物体内部的结构、组成、材质及缺损状况，被誉为当今最佳无损检测技术。

1) 工业 CT 工作原理

工业 CT 的工作原理是利用多个投影数据应用计算机重建图像的一种方法，现代断层成像过程中仅仅采集通过特定剖面（被检测对象的薄层，或称为切片）的投影数据，用来重建该剖面的图像，因此也就从根本上消除了传统断层成像的“焦平面”以外其他结构对

感兴趣剖面的干扰，“焦平面”内结构的对比度得到了明显的增强；同时断层图像中图像强度(灰度)数值能真正与被检对象材料的辐射密度产生对应的关系，发现被检对象内部辐射密度的微小变化。

工业 CT 机一般由射线源、机械扫描系统、探测器系统、计算机系统和屏蔽设施等部分组成。

2) CT 机的主要技术指标

CT 图像是由一定数目由黑到白不同灰度的像素按矩阵排列所构成。这些像素反映的是相应体素的 X 射线吸收系数。不同 CT 装置所得图像的像素大小及数目不同。大小可以是 1.0 mm×1.0 mm，0.5 mm×0.5 mm 不等；数目可以是 256×256，即 65 536 个，或 512×512，即 262 144 个不等。显然，像素越小，数目越多，构成的图像越细致，即空间分辨率越高。但 CT 图像的空间分辨率不如 X 射线图像高。

3) 固液混合燃料装药质量检验

图 2-33 和图 2-34 为装填了云爆燃料的弹体经 CT 实时成像检测系统拍摄的照片，根据拍摄结果可以进行装药缺陷测量和亮度测量，进行弹内云爆燃料装填均匀性检验。

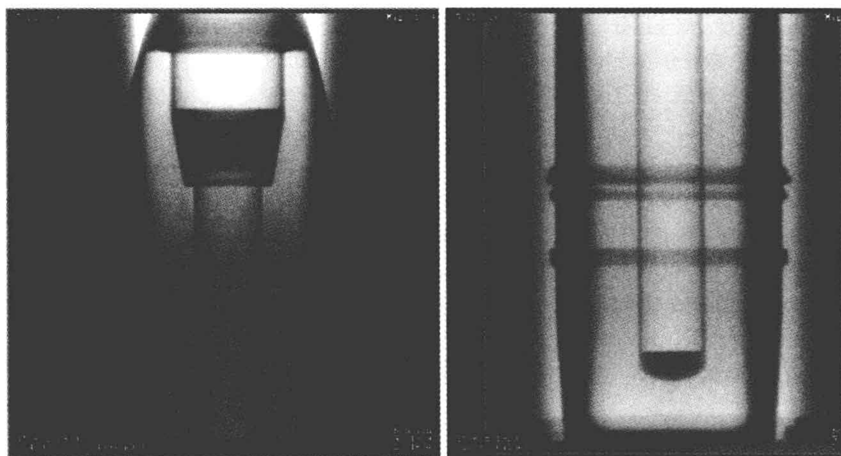
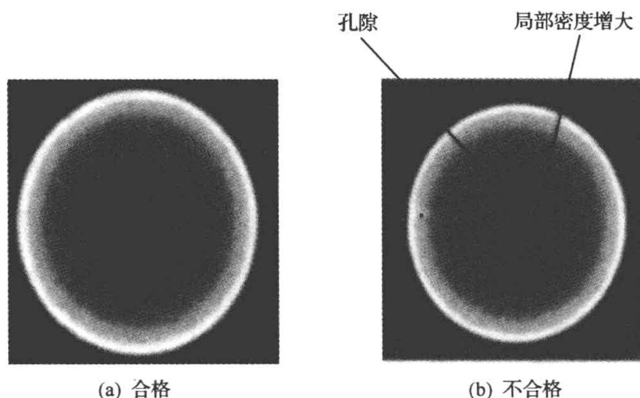


图 2-33　云爆弹装药弹体正向 CT 照片



(a) 合格　　(b) 不合格

图 2-34　云爆装药弹体俯视 CT 照片

参考文献

[1] 张存库. 铝粉燃料空气炸药爆轰威力. 中国力学学会爆炸力学委员会第二届全国爆轰学术讨论会论文集，1984，(3):27-36
[2] 孟天财. 含铝燃料空气混合物爆轰性能研究. 南京理工大学学报，1994，(1):64-69
[3] 孟天财. 铝粉在环氧丙烷中的乳化分散. 南京理工大学学报，1994，(2):26-28
[4] Wood S E. Gelled FAE Fuel. United States Patent，4302208，1981
[5] 张彦存，姚传利. 一种新技术兵器——单兵云爆弹. 轻兵器，1995，(5):16-17
[6] Heberlein D D. Detonation of rapidly dispersed powders in air. AD-A117297/HDM，1982:14
[7] 李小东，王晶禹，刘庆明，等. 大型水平爆轰管中悬浮铝粉爆炸过程的实验研究. 实验力学，2009，24(5):395-400
[8] Tulis A J. Criteria for the detonation of aluminum particles dispersed in air. Illinois Institute of Technology，PH. D.，1981
[9] 任俊，沈健，卢寿慈. 颗粒分散科学与技术. 北京:化学工业出版社，2005:66-105
[10] 孙其诚，王光谦. 颗粒物质力学导论. 北京:科学出版社，2009:45-58
[11] 张奇，白春华，刘庆明，等. 固、液混合燃料状态及特性研究. 燃烧科学与技术，2001，7(3):288-290
[12] 汪建锋，白春华，李建平，等. 冲击载荷条件下FAE装药的应力计算. 弹箭与制导学报，2009，29(1):140-143
[13] 于治会. 振动与冲击实验中单自由度线形系统损坏可能性的比较. 环境技术，1997，(5):23-30
[14] 张奇，白春华，梁慧敏. 固液组分与混合燃料细观尺度的相关性. 火炸药学报，2000，(1):53-55
[15] 任俊，沈健，卢寿慈. 颗粒分散科学与技术. 北京:化学工业出版社，2005:32-47
[16] 罗晓斌，朱定一，石丽敏. 基于接触角法计算固体表面张力的研究进展. 科学技术与工程，2007，7(19):4997-5003
[17] 吴雄，龙新平，何碧，等. VLW爆轰产物状态方程. 中国科学(B辑:化学)，2008，38(12): 1129-1132
[18] 吴雄，林如山. 应用BKW状态方程计算炸药的爆炸参数. 火炸药，1978，(1):37-54
[19] 龙新平，何碧，蒋小华，等. 论VLW状态方程. 高压物理学报，2003，(3) 247-254
[20] 吴雄，龙新平，何碧，等. VLW状态方程的回顾与展望. 高压物理学报，1999，13(1):55-58
[21] 徐森，刘大斌，惠君明，等. 燃料空气炸药中混合燃料的内相容性. 火炸药学报，2008，31(4):46-53
[22] 梁慧敏，白春华. 高能固态FAE燃料贮存寿命研究. 火炸药学报，1999，(3):21-24
[23] 汪建锋，白春华，李建平，等. 一次起爆型FAE装药发射安全性实验研究. 弹箭与制导学报，2008，28(3):107-109
[24] 张欲立，李琳琳，张宏光，等. 基于分布压装工艺技术的新型装药设备. 兵工自动化，2009，28(6):1-2
[25] 张朝宗. 工业CT技术和原理. 北京:科学出版社，2009:97-135

第3章　两次引爆型云爆燃料

3.1　云爆燃料分散和爆轰机理

燃料液滴或固体粉尘分散在气态氧化剂中所形成的爆轰属于非均相爆轰。气-液或气-固可燃系统的爆轰称为两相爆轰，同时含有燃料液滴、固体粉尘与气态氧化剂的可燃系统的爆轰称为三相爆轰，以上通称为多相爆轰。

与凝聚炸药相比，多相爆轰具有容积能量密度低但单位质量燃料的能量高、爆轰强度高的特点，并且多相爆轰包括许多低速物理过程和机械过程，受管壁摩擦和传热影响大，同时液滴及粉尘的大小、液体燃料饱和蒸气压的高低、固体燃料的热容和导热系数等都对爆轰参数有影响[1]。

与气相爆轰相比，多相爆轰过程更为复杂，不但要考虑相与相之间的相互作用、液滴的破碎及雾化，还要考虑颗粒、液滴的非均相燃烧等复杂的物理化学过程[2]。

多相爆轰的研究近年来取得很大进展[3~5]。对多相爆轰波的研究首先从气固两相开始，70%以上的工业粉尘都是可燃的，这就意味着大多数与粉尘有关的工业生产都受到粉尘爆炸的威胁。粉尘爆炸是严重的工业灾害，局部悬浮粉尘意外爆炸产生的冲击波掠过沉积粉尘，会有大量的沉积粉尘被卷入空气流并参与二次爆炸，从而造成更为严重的破坏。随着现代工业的发展，处理、运输和储存可燃液体的量与日俱增，几乎无可避免的意外泄露所导致的爆炸事故也日趋频繁[6]。

3.1.1　云爆燃料爆炸分散机理

云爆燃料与凝聚炸药爆轰不同，其爆轰威力的发挥不仅取决于云爆燃料组分的固有威力，还有两个外在因素：一是中心分散装药抛撒云爆燃料形成的云雾浓度是否在爆炸极限范围内，合适的云雾浓度是云爆燃料爆轰的前提条件；二是起爆装药提供的起爆能是否大于该药剂的临界起爆药量，适当的起爆药量是云爆燃料爆轰的保证。这两个因素与云爆燃料之间有匹配关系，必须全部满足才能保证云爆武器威力的实现。

多相物质在设计时间和目标区域空间内形成满足一定条件的气-液、气-固或气-液-固三相混合物是实现毁伤效果的关键。对非均质燃料的基础研究工作主要集中在比药量、长径比、燃料配方、延迟起爆时间等因素对云团抛撒半径、冲击波超压的影响，侧重于炸药爆炸驱动固液混合物抛撒整体效果及其毁伤效应的研究[7]。

1. 数值分析

借助爆炸抛撒方法来形成颗粒/液滴混合云雾是一个多尺度多相流问题[8~12]。从空间尺度上看，包括了微观尺度上大量颗粒之间的相互作用，颗粒团在牛顿及非牛顿流体中

的流动等;而宏观尺度上则涉及混合物材料的性质与体系参数,如外壳几何形状、温度和压力等的相互作用,云雾中各组分的浓度、粒子(粒子团)和液体的尺寸在云雾中的分布等。从时间历程上看,根据作用于燃料上的爆炸力与气动阻力的相对大小,可以将该历程分两阶段:粒子云雾的运动特性主要由爆炸作用力来决定的阶段称为近场阶段;气动阻力支配粒子云运动的阶段称为远程阶段。近场阶段中,密堆积颗粒体系在几十微秒内将从压实颗粒流演化到稠密气固两相流。而在接下去的远场阶段(此后的几毫秒)阶段中,粒子流最终演化为稀疏气固两相流。

1) 过程概述

对于气-固-液三相悬浮云雾燃烧爆炸过程的研究,除依靠试验手段之外,数值分析也是一种十分有效的方法。这主要是由于试验研究受诸多客观条件的限制,同时还存在一些技术上的困难。随着电子计算机的推广普及和计算方法的发展,近年来 CFD(computational fluid dynamics)技术,即计算流体动力学技术得到了迅速的发展。三相云雾爆轰过程涉及流体力学、化学动力学、计算力学等领域,因此,对三相云雾爆轰过程的数值分析可以从以下几个方面来描述。

(1) 基本控制方程。

质量守恒方程

$$\frac{\partial \rho}{\partial t}+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i)=S_m \tag{3-1}$$

动量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i)+\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j)=-\frac{\partial p}{\partial x_i}+\frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j}+\rho g_i+F_i \tag{3-2}$$

式中,τ_{ij} 由式(3-3)决定

$$\tau_{ij}=\left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}+\frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\right]-\frac{2}{3}\mu\frac{\partial u_l}{\partial x_l}\delta_{ij} \tag{3-3}$$

能量守恒方程

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho E)+\frac{\partial}{\partial x_i}[u_i(\rho E+p)]=\frac{\partial}{\partial x_i}\left[k_{\text{eff}}\frac{\partial T}{\partial x_i}-\sum_{j'}h_{j'}J_{j'}+u_j(\tau_{ij})_{\text{eff}}\right]+S_{\text{h}} \tag{3-4}$$

组分方程

$$\frac{\partial(\rho c_s)}{\partial t}+\text{div}(\rho u c_s)=\text{div}[D_s \text{grad}(\rho c_s)]+S_s \tag{3-5}$$

式中,ρ 为密度;t 为时间;u_i 为速度;p 为静压;τ_{ij} 为应力张量;$r\rho g_i$ 和 F_i 分别为 i 方向上的重力体积力和外部体积力(如离散相相互作用产生的升力);F_i 包含了其他的模型相关源项,如多孔介质和自定义源项;k_{eff} 为有效热传导系数($k+k_{\text{t}}$,其中 k_{t} 是湍流热传导系数,根据所使用的湍流模型来定义);$J_{j'}$ 为组分 j' 的扩散流量;S_{h} 包括了化学反应热以及其他用户定义的体积热源项;c_s 为组分 s 的体积浓度;ρc_s 为该组分的质量浓度;D_s 为该组分的扩散系数;S_s 为系统内部单位时间内单位体积通过化学反应产生的该组分的质量。

(2) 湍流模型。

湍流动能 k、耗散速率 ε 可以通过输运方程得到

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot k)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \cdot k \cdot u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_j}\right]+G_k+G_b-\rho \cdot \varepsilon-Y_M+S_k \tag{3-6}$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \cdot \varepsilon)+\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \cdot \varepsilon \cdot u_i)=\frac{\partial}{\partial x_j}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j}\right]+C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}(G_k+C_{3\varepsilon}G_b)-C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k}+S_\varepsilon \tag{3-7}$$

式中，G_k、G_b、Y_M 分别代表由速度梯度产生的湍流动能、由浮力产生的湍流动能、可压缩过程中膨胀导致的湍流动能；$C_{1\varepsilon}$、$C_{2\varepsilon}$、$C_{3\varepsilon}$ 为常数；σ_k、σ_ε 分别为 k、ε 湍流 Prandtl 数；S_k、S_ε 分别为用户自定义源项。

(3) 固体颗粒运动方程及热力学方程。

通过积分拉普拉斯坐标系下的颗粒受力方程来求解离散相颗粒的轨迹。颗粒受力方程(颗粒惯性＝作用在颗粒上的各种力之和)在笛卡儿坐标系下的形式(x 方向)为

$$\frac{\mathrm{d}u_p}{\mathrm{d}t}=F_D(u-u_p)+\frac{g_x(\rho_p-\rho)}{\rho_p}+F_x \tag{3-8}$$

式中，$F_D(u-u_p)$ 为颗粒的单位曳力。

$$F_D=\frac{18\mu}{\rho_p d_p^2}\frac{C_D Re}{24} \tag{3-9}$$

式中，u 为流体速度；u_p 为颗粒速度；μ 为流体黏度；ρ 为流体密度；ρ_p 为颗粒密度；d_p 为颗粒直径；Re 为相对雷诺数。

$$Re=\frac{\rho d_p|u_p-u|}{\mu} \tag{3-10}$$

假设颗粒内部温度处处一致，颗粒受热方程为

$$m_p c_p\frac{\mathrm{d}T_p}{\mathrm{d}t}=hA_p(T_\infty-T_p)+\varepsilon_p A_p\sigma(\theta_R^4-T_p^4) \tag{3-11}$$

式中，m_p 为颗粒质量；c_p 为颗粒比热；A_p 为颗粒表面积；T_∞ 为连续相当地温度；h 为对流传热系数；ε_p 为颗粒黑度；σ 为斯特藩-玻尔兹曼常量；θ_R 为辐射温度。

(4) 喷雾模型。

液体从内部流动到完全雾化的过程可分为液膜形成、液膜破碎及雾滴形成等三个步骤。这个过程的示意图如图 3-1 所示。

喷嘴内液体的离心运动造成了液体薄膜包裹了空气柱的形状。薄膜厚度 t 与质量流率 $\dot{m}$ 的关系为[13]

$$\dot{m}=\pi\rho u t(d_{inj}-t) \tag{3-12}$$

式中，d_{inj} 为喷口直径；u 为喷口轴向分速度。

总速度 U 与喷口压力 ΔP 的关系为

$$U=k_v\sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho_l}} \tag{3-13}$$

式中，ρ_l 为液体密度；k_v 为喷口形状和喷口压力的函数，近似为常数 0.7。

$$u=U\cos\theta \tag{3-14}$$

对于液体喷雾来说，颗粒尺寸分布采用 Rosin-Rammler 分布。颗粒的全部尺寸被分

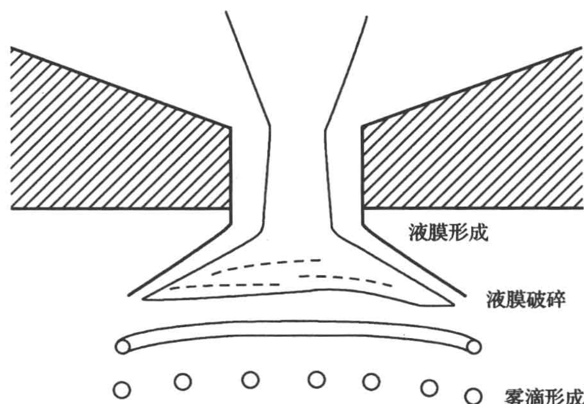


图 3-1　喷嘴内部流动转变为喷雾状态示意图

成足够多的尺寸组;每个尺寸组由一个平均粒径来表示,颗粒的轨道就依据此平均粒径来计算。大于粒径 D 的颗粒质量分数为

$$Y_D = \mathrm{e}^{-\left(\frac{D}{d}\right)^n} \tag{3-15}$$

式中,D 为尺寸分布的中位径;n 为颗粒尺寸分布指数。

假设液滴为球形,其运动方程可以表示为

$$\frac{\mathrm{d}\boldsymbol{v}_\mathrm{p}}{\mathrm{d}t} = \frac{\boldsymbol{v}_\mathrm{g} - \boldsymbol{v}_\mathrm{p}}{\tau_\mathrm{d}} \tag{3-16}$$

式中,$\boldsymbol{v}_\mathrm{p}$ 为液滴速度矢量;$\boldsymbol{v}_\mathrm{g}$ 为气相速度矢量;τ_d 为液滴动力弛豫时间,数学表达式为 $\tau_\mathrm{d} = \frac{4}{3}\left(\frac{\rho_\mathrm{p}D^2}{\mu_\mathrm{g}}\right)\cdot\left(\frac{1}{C_\mathrm{D}Re}\right)$;$D$ 为液滴直径;ρ_p 为液滴密度;ρ_g 为气相密度;C_D 为黏性阻力系数;μ_g 为气相动力黏性系数;液滴雷诺数

$$Re = \frac{\frac{\rho_\mathrm{g}}{\boldsymbol{v}_\mathrm{g}} - \frac{\boldsymbol{v}_\mathrm{p}}{D}}{\mu_\mathrm{g}}$$

液滴直径可由下式表示:

$$\frac{\mathrm{d}D}{\mathrm{d}t} = -\frac{C_\mathrm{b}}{D}K_\mathrm{S} \tag{3-17}$$

式中,$C_\mathrm{b} = \frac{4k_\mathrm{g}}{\rho_\mathrm{p}C_\mathrm{pg}}\ln(1+B)$;$K_\mathrm{S} = 1 + 0.28Re^{0.5}$。

液滴的温度达到沸点温度后保持不变。但在达到沸点温度前,液滴处于预热阶段,其温度可由下式计算:

$$\frac{\mathrm{d}T_\mathrm{p}}{\mathrm{d}t} = \frac{6h(T_\infty - T_\mathrm{p})}{\rho_\mathrm{p}C_\mathrm{p}D} \tag{3-18}$$

式中,C_p 为液体比热容;T_p 为液滴温度;h 为换热系数。

(5) 离散相与连续相间的耦合。

对离散相的计算采用离散相模型。当粒子穿过流体运动时,颗粒的轨迹、传热量、质量变化等通过当地流体作用于颗粒上的各种平衡作用力、对流/辐射引起的热量/质量交

换来计算。当计算颗粒的轨迹时，跟踪计算颗粒轨迹的热量、质量、动量的得到和损失，并将这些物理量作用于随后的连续相(气相)中。而连续相计算的流场反过来又影响离散相的分布。交替求解离散相和连续相的控制方程，直到二者均收敛为止，这样就实现了两相间的耦合计算。

质量交换方程

$$M=\frac{\Delta m_{\mathrm{p}}}{m_{\mathrm{p0}}}\dot{m}_{\mathrm{p0}} \tag{3-19}$$

动量交换方程

$$F=\sum\left[\frac{18\mu C_{\mathrm{F}}Re}{\rho_{\mathrm{p}}d_{\mathrm{p}}^{2}24}(u_{\mathrm{p}}-u)+F_{\mathrm{other}}\right]\dot{m}_{\mathrm{p}}\Delta t \tag{3-20}$$

式中，μ 为流体黏度；ρ_{p} 为颗粒密度；d_{p} 为颗粒直径；Re 为相对雷诺数；u_{p} 为颗粒速度；u 为流体速度；C_{F} 为曳力系数；$\dot{m}_{\mathrm{p}}$ 为颗粒质量流率；Δt 为时间步长；F_{other} 为其他相间作用力。

热量交换

$$Q=\left(\frac{\bar{m}_{\mathrm{p}}}{m_{\mathrm{p0}}}c_{\mathrm{p}}\Delta T_{\mathrm{p}}+\frac{\Delta m_{\mathrm{p}}}{m_{\mathrm{p0}}}-h_{\mathrm{fg}}+h_{\mathrm{pyrol}}+\int_{T_{\mathrm{ref}}}^{T_{\mathrm{p}}}c_{\mathrm{p},i}\mathrm{d}T\right)\dot{m}_{\mathrm{p,0}} \tag{3-21}$$

式中，$\dot{m}_{\mathrm{p}}$ 为控制体内的颗粒平均质量；$m_{\mathrm{p,0}}$ 为颗粒初始质量；c_{p} 为颗粒比热容；ΔT_{p} 为控制体内颗粒的温度变化；Δm_{p} 为控制体内颗粒的质量变化；h_{fg} 为挥发分析出时的潜热；h_{pyrol} 为挥发分析出时热解所需热量；$c_{\mathrm{p},i}$ 为析出挥发分的比热容；T_{p} 为离开控制体颗粒的温度；T_{ref} 为焓所对应的参考温度；$\dot{m}_{\mathrm{p,0}}$ 为跟踪颗粒的初始质量流率。

2) 数值结果及分析[14]

从三维计算域中选取 $y=0$，在 x 方向长度为 0.7 m 的一个截面。彩图 1、彩图 2 分别为不同时刻流场中该截面上粒子驻留时间云图和粒子速度云图，从图中可以清楚地看出扬尘过程中，流场内各参数的瞬时分布特性和变化过程。从彩图 1 中可以看出，随着时间的推移，粒子不断被喷入流场中。从彩图 2 中可以看出，在喷孔处，粉尘粒子速度最高，可达 100 m/s，离开喷口处后，粒子速度逐渐减小。

2. 分散性能试验

爆轰极限是指在给定起爆能条件下，云爆燃料云雾可爆轰的浓度范围。只有中心分散装药抛撒形成的云雾浓度处于爆轰极限范围内，云爆燃料才能完全爆轰。分散性能研究的主要是使云爆燃料达到合适浓度范围的中心分散装药的品种和药量。

在研究过程中，云爆燃料配方和装药量保持不变，起爆装药是 1 kg TNT 炸药，记录云爆燃料分散过程。试验方案选择 TNT 和 8701 两种炸药，ϕ10 mm 和ϕ15 mm 两种药柱直径，则形成了ϕ10 mm TNT、ϕ10 mm 8701、ϕ15 mm TNT 和ϕ15 mm 8701 四种中心分散装药，装药质量折合成 TNT 当量分别为 25 g、35 g、55 g 和 75 g，与云爆燃料质量比分别为 0.42%、0.58%、0.92%和 1.25%。计算高速运动分析系统测得的燃料分散过程图，不同分散药量条件时云雾直径和浓度见表 3-1。

表 3-1　不同中心分散药条件下云爆燃料分散浓度

炸药品种	炸药直径/mm	炸药药量/g	云雾最大直径/m	云雾平均浓度/(g/cm^3)
8701	10	25	6.2	29.8×10^{-5}
	15	55	8.3	13.7×10^{-5}
TNT	10	25	6.6	25.3×10^{-5}
	15	55	7.5	18.6×10^{-5}

由表 3-1 可以看出，不同中心分散装药时云爆燃料的分散性能有明显差别，中心分散装药药量越大，云爆燃料的分散半径越大，原因是当中心分散装药药量增加时，作用在云爆燃料上的驱动能量越大，装药量大小对云雾半径的影响比装药品种的影响更大。

3.1.2　云雾爆轰机理

1. 云雾爆轰机理分析

根据云雾爆轰的试验观测资料及理论分析研究可知，初始液滴尺寸不同，两相或多相云雾爆轰的机理也不尽相同[15~17]。

1）受液滴极限气化速度控制的爆轰机理

对于直径小于 10 μm 的燃料液滴和气体氧化剂构成的云雾爆轰，主要受液滴在前沿冲击波作用下的极限气化速度的控制。燃料液滴在前沿冲击波作用下，云雾的温度、压力等都将产生强间断，云雾中燃料液滴以当时条件下的极限速度气化，且与周围气体氧化剂混合并展开爆轰，爆轰所放出的能量支持前沿冲击波的继续传播，由于液滴尺寸很小，可在约 10^{-6} s 的时间内完成气化，因此这类云雾与均匀气相混合物的爆轰极其相似。例如，尺寸为几微米的癸烷-氧气的云雾爆轰，测得其爆速与均匀气相爆轰的 C-J 爆速非常接近。

2）受液滴剥离效应控制的多相爆轰机理

液滴尺寸为 100 μm 量级的云雾，其液滴在受到前沿冲击波作用后，气体立即获得与该波同方向的流动速度。而液滴由于具有较大的惯性，获得的速度较小，导致形成的气流与液滴间的相对流动速度为 $10^2\sim10^3$ m/s 量级，由于液滴的惯性、表面张力、黏滞性，在液滴表面层上形成逆气流方向的剪切力，将其逐层剥离而在尾部形成细雾，细雾迅速气化，参加爆轰反应，释放化学能，不断支持爆轰波的传播。

3）液滴变形—破碎—局部爆炸的云雾爆轰机理

试验证明，粗颗粒液滴半径为 100～1000 μm 量级的云雾可以激发进行自持爆轰。爆轰反应区内发生的现象相当复杂，这种过程是单纯的液滴剥离机理所不能解释的。一些研究者[18]提出了一种新的云雾爆轰机理，可以归结为液滴变形—破碎—局部爆炸的云雾爆轰机制。即在前沿冲击波通过后造成了气流和液滴间较大的速度差，气流在液滴表面受到滞止，形成极高的滞止动压，此动压一方面使液滴加速运动，另一方面迫使液滴迅速向横向变形。从液体表面绕过去的气流对液滴起到一定的剥离作用，从而在液滴尾部形成细小的雾滴。碎滴迅速气化并引起猛烈燃烧，导致液滴尾部发生局部爆炸，并向四周扩展。这种以二次冲击波、局部爆炸的形式所释放的化学能，一部分向前补充给前沿冲击

波,并促使前方的液滴继续进行变形、剥离和破碎;另一部分向后的冲击波能量则损失于产物中。粗颗粒的云雾爆轰可归结为上述液滴变形—破碎—局部爆炸的云雾爆轰机理。

根据上述云雾爆轰机理,对于液滴尺寸小于 100 μm 的两相爆轰,由于此液滴的碎解时间不大于 10^{-6} s,该时间与均匀气相爆轰的延迟时间相近,因此 100 μm 以下液滴组成的云雾的爆轰传播速度非常接近于理论爆速,反应区宽度也和气相爆轰具有相同数量级。对于液滴尺寸大于 100 μm 的情况,则随液滴尺寸的增大,其变形、碎解所需时间增长,损失于反应区之外的能量也相应增加,导致反应区宽度增大,爆速与气相爆轰理论值的差值增大。

4）固体粉尘燃料-气体氧化剂的两相爆轰机理

人们对于固体粉尘与空气混合物的爆炸现象已进行了广泛的研究,其中煤尘爆轰的研究最多[19]。

Strauss 在垂直的爆轰管中研究了含有 48%～64%细铝粉的铝-氧混合物的爆轰性质[20],证明铝粉在氧气中能传播爆轰。后来有人[21]研究了铝粉-空气混合物的爆轰,研究了铝粉比表面积、浓度、氧化铝包覆层和起爆形式对爆轰的影响,发现当铝粉在空气中达到 405 g/cm^3,且采用的片状铝粉比表面积为 3～4 m^2/g 时,很容易起爆,爆速为 1640 m/s。而计算的 C-J 爆速为 1850 m/s。粒径为 5 μm,比表面积为 0. 34 m^2/g 的球状铝粉也可以爆轰,但实施爆轰困难,测得的爆速为 1340 m/s。上述片状铝粉点火诱导期为 1 μs,而球状铝粉至少要 14 μs。可见铝粉的比表面积对它与空气混合物的爆轰影响非常敏感。试验中还发现铝粉-气体氧化剂系统可以发生螺旋爆轰,这说明铝粉-气体氧化剂混合物爆轰的过程和均匀气相爆轰是相似的。由试验可知,铝粉-气体氧化剂混合物的爆轰是铝颗粒由表及里进行表面化学反应的过程,与细雾滴相比较,铝粒子的氧化反应速度要迟缓一些,反应区宽度要大一些,甚至较大尺寸的铝粉颗粒内核在爆轰反应区爆轰后还能与剩余的氧气或产物继续反应,但终究铝粉的大部分能量是在爆轰反应区中释放的。当铝粉的比表面积足够大或颗粒尺寸足够小时,测得的爆轰参数与 C-J 理论计算的结果很接近。

2. 直接起爆临界能量的预测

与云雾起爆和爆轰波稳定传播有关的因素包括云雾爆轰的点火延迟期、起爆能与爆轰极限、燃料的敏化等,以上因素不能截然分开,它们之间有着紧密的联系。

通过试验方法测定爆炸性混合气体的直接起爆临界能量,是判断该种物质爆轰敏感性最直接和有效的方法。但在某些条件下,对一些特定物质临界起爆能量的测定非常困难,如乙炔-氧气混合气体,由于其爆轰敏感性极强,极小的点火能量即可引起爆轰,而在较高的初始压力下,由于临界能量极小,因此直接测定误差较大,很难确定其真实的临界起爆能量。利用预测模型则可以定量计算直接起爆的临界能量,并可得出试验条件之外的临界能量,从而为比较不同物质的爆轰敏感性提供依据。因此,如何建立有效且可行的预测模型,对于准确计算其临界起爆能量至关重要[22]。

1）临界起爆能量的预测方法和模型

自从 Zeldovich 最早开始系统地研究直接起爆问题以来, Lee、Benedick、Vasilev、Higgins 建立了理论模型,试图建立可以预测起爆能量的先验理论,并通过试验研究得到

了起爆能量的定性关系。

Sedov 通过爆炸波理论和试验验证得出直接起爆临界能的爆炸波模型为

$$E_C = \alpha_j \left(\frac{j+2}{2}\right)^2 \gamma p_0 M_s^2 R_s^j \tag{3-22}$$

式中，由爆炸波理论得到的常数 α_j（当 $\gamma=1.4$ 时，$\alpha_1=1.009$，$\alpha_2=0.986$，$\alpha_3=0.851$）部分依赖于绝热指数 γ；p_0 为混合物初始压力；指数 j 代表爆轰波的几何形状（$j=1,2,3$ 分别对应于平面、柱面和球面爆轰波）。

通过该模型可以定量分析临界起爆能与其依赖参数的关系，为了得到柱面和平面爆轰的临界起爆能，Lee 用爆炸长度 $R=(E/p_0)^{1/j}$ 把不同几何形状的爆轰波临界半径联系起来。

$$R_0 = (E_j/p_0)^{1/j} \approx \text{const} \tag{3-23}$$

$$\frac{E_{球面}}{E_{柱面}} \approx \frac{E_{柱面}}{E_{平面}} = R_0 \tag{3-24}$$

式中，R 为球面、柱面和平面起爆源的特征长度，并且只与强爆炸波衰减有关。

对于爆轰的直接起爆，试验表明爆炸长度不会随着爆轰波几何形状而改变，因此如果已知一种几何形状爆轰临界起爆能，那么通过式(3-23)和式(3-24)就可以推导出其他形状爆轰波临界起爆能。

Zeldovich 提出理想点爆炸源临界起爆能 E_C 和化学反应诱导时间 τ 之间的关系，即 E_C-τ^3，早期的起爆模型的基础都是来源于这个理论，通过该理论可以建立起爆过程中流体动力学与化学反应特性之间的定性关系，但由于该关系式不能给出一个定常系数，因此通过该理论还不能得出两者的定量关系，如何建立临界起爆能的定量模型成为随后研究的方向。

Lee 和 Ramamurthi 提出直接起爆的临界起爆能可以用“最小球面爆轰体积”或者“爆轰内核”(detonation kernel)的形式来表达，所谓的“最小球面爆轰体积”或“爆轰内核”是指初始激波在该尺寸范围内具有足够的强度并且维持足够长的时间。爆轰内核的尺寸对应于激波衰减到临界马赫 M_s^* 时激波的半径 R_s^*，Lee 和 Ramamurthi 认为这个半径相当于自点火的极限，并提出临界起爆能的方程为

$$E_C = 2\pi\gamma_0 p_0 M_s^{*2} I R_s^{*3} \tag{3-25}$$

Lee 等提出可以用气体动力厚度 ΔH 来表示临界起爆能

$$E_C = 0.72\pi\gamma_0 p_0 M_{CJ}^2 I\,(\Delta H)^3 \tag{3-26}$$

由式(3-26)可知，当爆炸半径 R_s^* 达到 ΔH 数量级的时候，激波的马赫数 M_s 衰减为 $0.6M_{CJ}$，$\Delta H \approx 6.5\lambda$，因此式(3-25)转化为临界起爆能和胞格尺寸的关系为

$$E_C = 197.7\pi\gamma_0 p_0 M_{CJ}^2 I\lambda^3 \tag{3-27}$$

基于 Lee 和 Ramamurthi 的“爆轰内核”理论，He 和 Clavin、Aslan 等、Radulescu 和 Soury 等运用爆轰波的曲率来判断是否可以通过直接起爆成功得到爆轰。

以上的模型都是基于爆轰现象得出的半经验模型，这些模型可以对某些特定的物质在一些状态下的临界起爆能进行预测，但是到目前为止还没有基于物质热化学特性得出的定量理论，还没有可以对所有物质临界起爆能进行预测的普遍适用的定量模型。因此，

基于直接起爆临界能量的试验数据，提出以下几种实用性较强的预测临界能量的模型和方法。

2）临界能量拟合曲线法

拟合曲线法基于物质直接起爆临界能量的试验数据，对其进行拟合而得出曲线，并通过拟合曲线的插值法，计算试验条件之外的临界能量。通过对碳氢燃料与氧气混合气体临界能量的测量，得出各混合气体临界起爆能与初始压力的拟合曲线，如表 3-2 所示。

表 3-2　临界起爆能与初始压力之间的拟合关系 $E_C[J]=C(p_0[kPa])^{-\alpha}$

混合气体	C	α	R^2
C_2H_2-O_2	13.849	1.8408	0.971
C_2H_2-2.5O_2	65.108	2.0232	0.912
C_2H_2-4O_2	3444	2.5004	0.990
C_2H_4-3O_2	7055.4	2.1313	0.987
C_3H_8-5O_2	36978	2.1240	0.988
H_2-O_2	19586	1.6755	0.961
C_2H_2-2.5O_2-50%Ar	8866.4	2.2569	0.994
C_2H_2-2.5O_2-65%Ar	48015	2.4699	0.995
C_2H_2-2.5O_2-70%Ar	341661	2.6944	0.992

表 3-2 表明，各种物质临界起爆能与初始压力的拟合曲线决定系数 R^2 都大于 0.9，表明拟合程度较好，因此，对于试验条件之外的临界能量可以利用对拟合曲线的插值法求解得出。

3）表面积能量模型

Lee 等提出的表面积能量模型是一种半经验的现象逻辑模型，他们基于爆轰内核理论，把点爆炸起爆模型与平面波起爆模型联系起来，并且把临界起爆能与胞格尺寸相关联。因此得到

$$E_C = 4\pi I\gamma p_0 M_{CJ}^2 \left(\frac{d_C}{4}\right)^3 \tag{3-28}$$

对于未用氩气稀释的混合气体，由于 $d_C=13\lambda$，因此，临界起爆能量模型为

$$E_C = 4\pi I\gamma p_0 M_{CJ}^2 \left(\frac{13\lambda}{4}\right)^3 \tag{3-29}$$

而对于高浓度（一般大于 70%）氩气稀释的混合气体，$d_C=30\lambda$，因此临界起爆能模型为

$$E_C = 4\pi I\gamma p_0 M_{CJ}^2 \left(\frac{30\lambda}{4}\right)^3 \tag{3-30}$$

可见，Lee 的表面积能量模型依赖于爆轰胞格尺寸的理论模型，如果预知物质的爆轰胞格尺寸，即可理论计算出直接起爆的临界能量。

4）活塞做功模型

图 3-2 是活塞做功模型的示意图。假设在管道中，平面爆轰波以定常速度 u_{CJ} 运动，

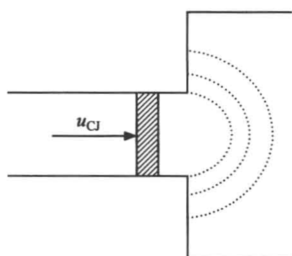


图 3-2　活塞做功模型示意图

并最终传播至无约束空间，平面爆轰最终发展为球形爆轰。在无约束空间中，球形爆轰得以维持所需的能量等于爆轰波在管道中运动（可视为活塞运动）一段时间（t^*）所做的功，则所需的能量为

$$E_C = \int_0^{t^*} p_{CJ} S(t) u_{CJ} \mathrm{d}t \tag{3-31}$$

式中，p_{CJ}、u_{CJ}分别为爆轰 C-J 状态的压力和爆轰产物的 C-J 速度；t^*为稀疏波到达管轴的时间，即 $t^* = d_C/(2a_{CJ})$；a_{CJ}为爆轰产物的声速；$S(t)$为爆轰波衰减至 C-J 状态时的管道表面积；d_C为管道直径。

$$S(t) = \pi \left(\frac{d_C}{2}\right)^2 \tag{3-32}$$

通过积分得出爆轰波由管道传播至自由场过程中，成功形成球面爆轰所需要的临界能量为

$$E_C = \frac{p_{CJ} u_{CJ} \pi d_C^3}{8a_{CJ}} \tag{3-33}$$

由式(3-33)可知，通过以上模型得出的临界起爆能 E_C是依赖于临界管径 d_C的模型。也就是说，如果已知临界管径的数据，就可通过模型得出临界起爆能。

3. 燃烧转爆轰过程研究

1) 铝粉-空气混合物 DDT 过程研究

为了研究片状铝粉-空气混合物的燃爆特性[23~27]，对其在长直管道中的 DDT 过程进行了研究。铝粉颗粒在管道内分散并与空气混合后，利用 40 J 电火花进行弱点火，形成压力波，超压随距离增长而不断增大。铝粉浓度为 505 g/m³时的爆轰波超压和速度曲线见图 3-3。

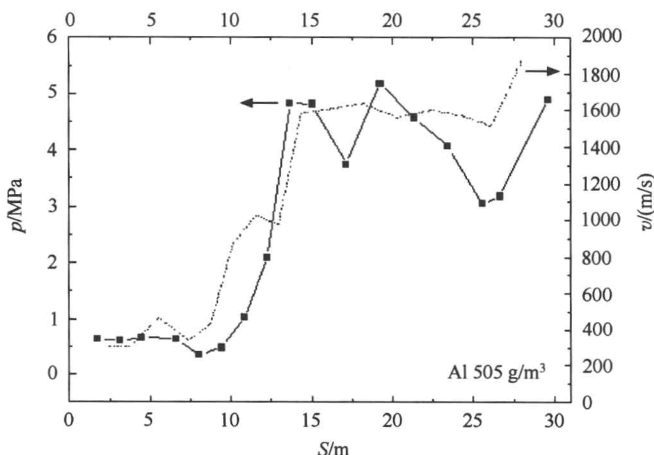


图 3-3　铝粉-空气混合物的峰值超压和速度随管道距离的变化

由图 3-3 可以看出，在此试验条件下，铝粉颗粒与空气混合物能够被 40 J 的电火花点燃，并且其火焰能够随管道距离的增长而进行加速。由于化学反应速率、湍流等因素的存在，火焰随管道距离增长而不断加强，燃烧波在传播过程中为压缩其前方混合物而在 4.55 m 处产生压缩波，化学反应所释放的能量不断加强压缩波。至 6.65 m 处，形成冲击波，波速为 420 m/s，爆压为 0.33 MPa，波速和爆压快速增长；至 12.25 m 处，波速为 1025 m/s，爆压为 2.08 MPa；12.25 m 后，爆速爆压产生阶跃；在 13.65 m 处，爆速突跃至 1588 m/s，爆压增至 4.8 MPa，达到过爆轰状态；而后进入爆轰阶段，爆压略有降低，又回弹至 5.17 MPa。此振荡与爆轰管内的湍流及多相爆轰的复杂结构有关。爆速维持在 1513～1895 m/s，均值为 1622 m/s，略低于 C-J 理论爆速 1805 m/s。这是由于多相爆轰属于非定常爆轰，而 C-J 理论是基于理想爆轰状态的，所以试验值低于理论值。

由图 3-4 和图 3-5 中的试验结果可以看出，当铝粉浓度为 184 g/m^3时，铝粉空气混合物未被引燃。铝粉浓度为 230 g/m^3时，爆速稳定，爆压稳定持续上扬，为爆燃状态。铝粉浓度为 276 g/m^3时，从实测波形来看，在水平管道末端刚好进入爆轰阶段，其从爆燃转为爆轰的成长过程跨越了整个管道长度。在测点范围外爆轰波能否自持、是否稳定均未可

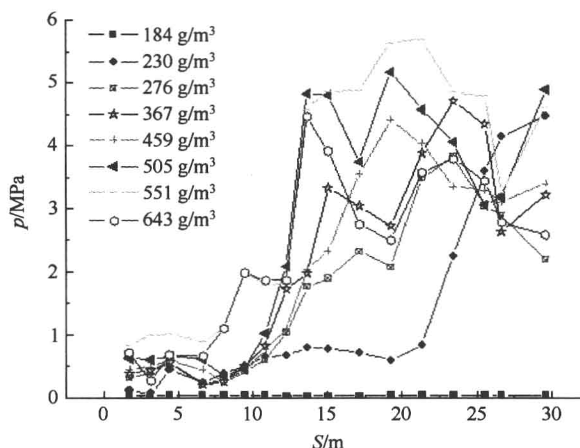


图 3-4　不同浓度铝粉-空气混合物峰值超压随距离的变化

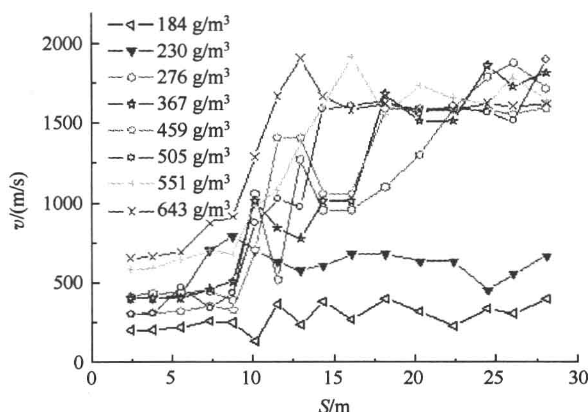


图 3-5　不同浓度铝粉-空气混合物速度随距离的变化

见。当铝粉浓度分别为 367 g/m³、459 g/m³、505 g/m³、551 g/m³、643 g/m³时，均能够在此水平管道内完成爆燃向爆轰的转变，并且能够自持。

从上述结果可以看出，铝粉爆炸存在最优浓度。对于本试验条件来说，铝粉-空气混合物爆轰的最优浓度为 551 g/m³，其爆速和爆压最大值分别为 1780 m/s 和 5.7 MPa。最低临界浓度为 276 g/m³，其爆速和爆压最大值分别为 1876 m/s 和 3.8 MPa。

在最低起爆浓度至最优起爆浓度范围内，随着铝粉浓度的增大，其爆速不断增加，完成爆燃转爆轰的距离不断变小。当增大到最优浓度后，继续增加铝粉浓度，爆速降低。这是由于当铝粉浓度较小时，混合物中相对氧气含量较高，即使铝粉完全燃烧，其总的放热量也较少，因此峰值超压和爆速较小。在富氧情况下，随着铝粉浓度的增加，参加燃烧的粉尘量增多，因此峰值超压和爆速随着铝粉浓度的增加而增大。当铝粉浓度达到最优浓度后继续增大，混合物中相对氧气含量较低，铝粉颗粒因供氧不足而不能完全燃烧，导致峰值超压和爆速开始缓慢下降。图 3-6 为初始压力为 0.14 MPa 时铝粉-空气混合物爆轰波速度随浓度的变化曲线。图中实线部分为 C-J 理论值。试验值明显低于理论值，这是由于多相爆轰属于非定常爆轰，在爆轰中存在各种复杂因素，因此其爆速与理想爆轰有一定差距，但整体分布与理论值相近。

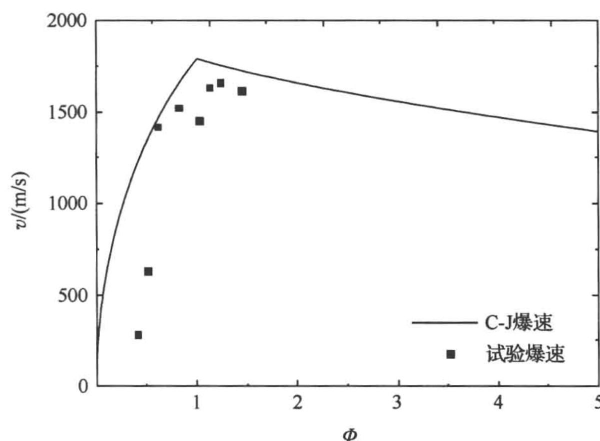


图 3-6　铝粉-空气混合物爆轰波速度

2）环氧丙烷-空气混合物燃烧转爆轰过程

环氧丙烷液雾通过喷雾系统进入管道内，在经历 430 ms 的点火延迟时间后，环氧丙烷、空气两相悬浮流云雾被 40 J 电火花点燃。随着距离的不断增长，压力波逐渐形成并放大，浓度为 513 g/m³的环氧丙烷-空气混合物爆速随距离的变化见图 3-7，不同浓度时爆压随距离的变化见图 3-8。

由图 3-7 可以看出，环氧丙烷-空气混合物能够被 40 J 的电火花点燃，火焰随管道距离增加不断加速。由于火焰加速、湍流、化学反应速率等因素的作用，在 4.55 m 处形成压缩波，并随管道距离的增长而不断加强，化学反应所释放的能量也不断加强压缩波。在 10.85 m 处形成冲击波，波速从 199 m/s 增至 1035 m/s，爆压从 0.62 MPa 增至 1.43 MPa。至 12.25 m 处，爆速爆压稳定上扬。在 13.65 m 处，速度产生突跃达到 2040 m/s，爆压增

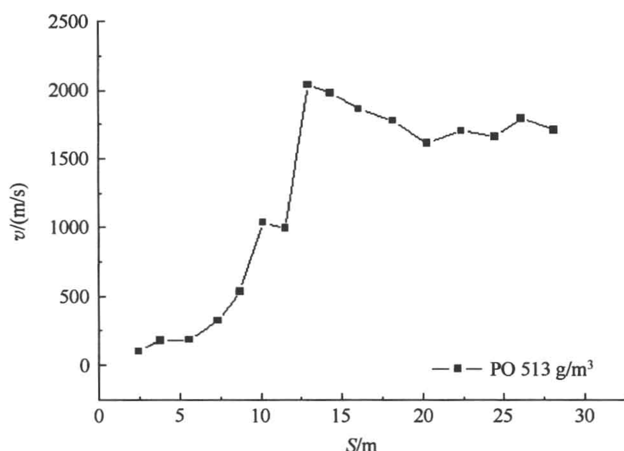


图 3-7　不同浓度时环氧丙烷-空气混合物爆轰速度随距离的变化

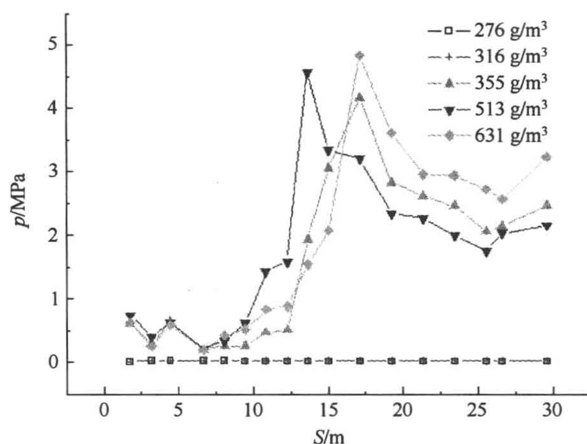


图 3-8　不同浓度时环氧丙烷-空气混合物峰值超压的变化

至 4.57 MPa，达到过爆轰状态。而后进入爆轰阶段，爆速维持在 1760～1977 m/s。爆压略有降低，继而回弹，其平均值保持稳定，爆轰波能够自持，此振荡与爆轰管内的湍流及多相爆轰的复杂结构有关。

由图 3-8 中的试验结果可以看出，40 J 电火花未能点燃浓度为 276 g/m^3 和 316 g/m^3 的环氧丙烷-空气两相云雾。其他三种浓度（355 g/m^3、513 g/m^3、631 g/m^3）的环氧丙烷-空气两相云雾均能够在达到过压爆轰后进入爆轰状态，并能够自持。其进入过压爆轰状态距点火端位置分别为 17.15 m、13.65 m、17.15 m，在爆轰阶段，环氧丙烷浓度为 631 g/m^3 的峰值超压最高，浓度为 355 g/m^3 的次之，浓度为 513 g/m^3 的最低。因此，环氧丙烷-空气混合物爆轰最优浓度为 631 g/m^3，临界浓度为 316 g/m^3。

试验得到的不同浓度的环氧丙烷-空气混合物爆轰波速度与 C-J 理论值基本一致（图 3-9）。多相混合物爆轰是非理想状态爆轰，其爆速应该略低于 C-J 理论爆速。图中星标记为文献[28]中的试验值。由于试验中的液雾沉降和管壁吸收而导致实际参与反应的

混合物浓度低于坐标轴上的标注浓度，即点划线向右偏移，因此试验爆速略高于理论爆速。

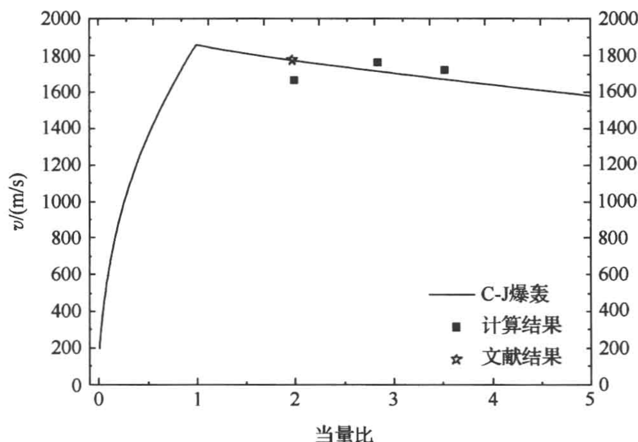


图 3-9　环氧丙烷试验爆速与理论爆速

3）环氧丙烷-铝粉-空气混合物燃烧转爆轰过程

当电火花点燃环氧丙烷、铝粉和空气的三相混合物时，火花周围的云雾颗粒在气-固-液界面时处于高温状态，云雾及颗粒表面发生溶化、蒸发、扩散，点火过程得以维持自动传播。环氧丙烷-铝粉-空气混合物（环氧丙烷浓度为 237 g/m^3，铝粉浓度为 643 g/m^3）爆轰波传播速度见图 3-10。

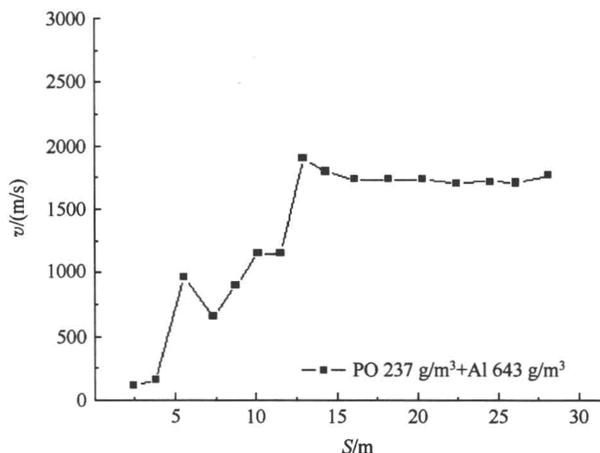


图 3-10　环氧丙烷-铝粉-空气混合物爆速随距离的变化

由图 3-10 可以看出，点火伊始，燃烧速度非常低，而后由于燃烧产物的膨胀，于 4.55 m 处，在燃烧阵面前产生压缩波，反应压缩过程开始。在 6.65 m 处，压缩波形成引导冲击波，速度上升到 964 m/s，爆压上升到 0.89 MPa，而后直至 12.25 m 处，爆速爆压均稳定上扬。在 13.65 m 处，速度及爆压分别突跃至 2354 m/s 和 3.92 MPa，测得的压力波呈现陡峭尖峰形状，为典型的爆轰波信号，反应达到过压爆轰状态。进入爆轰状态后，爆轰波的峰值超压在 3.69～4.47 MPa 振荡，其平均值仍然维持稳定，爆轰波能够自持。

环氧丙烷-铝粉-空气混合物的 DDT 过程经历了 1.75 m 至 4.55 m 的反应压缩阶段，在此阶段内，爆速爆压变化缓慢，在 4.55 m 处产生压缩波，并进入了爆速小幅上扬的压缩反应向冲击反应的过渡阶段；在 6.65 m 处，冲击波形成，进入冲击反应过渡阶段，此阶段与压缩反应阶段的区别在于，混合云雾的燃烧已经由点火引发过渡到由冲击波诱导，能量释放和流体高速运动是此阶段的主要影响因素；随着爆速爆压稳定上扬，至 12.25 m 处开始，爆速爆压产生突跃，进入冲击反应向过压爆轰的过渡阶段；至 13.65 m 处，完成 DDT 过程。随后的峰值超压开始小幅振荡，这是由多相混合物爆轰状态的复杂性导致的，主要的影响因素有湍流、螺旋爆轰、胞格结构等，其波后压力是入射波压力、横波压力、马赫波压力交替出现的结果。因此其压力波后出现明显的周期性压力脉动，脉动周期约为 0.28 ms，爆速在 1703～1767 m/s 维持稳定，均值为 1746 m/s。因此环氧丙烷-铝粉-空气混合物的爆轰波胞格尺寸 λ 约为 0.5 m。

不同浓度混合物的峰值超压随管道距离的变化见图 3-11。可以看出，配比 1、配比 2 和配比 3 均能经历爆燃向爆轰的转变，进入爆轰阶段，并能够自持。三种配比的最大峰值超压分别为 4.47 MPa、4.70 MPa、4.0 MPa，没有显著差异。配比 4 的 DDT 过程明显比其他三种配比时的过程更长，在测试范围内尚未完成 DDT 过程进入爆轰阶段。

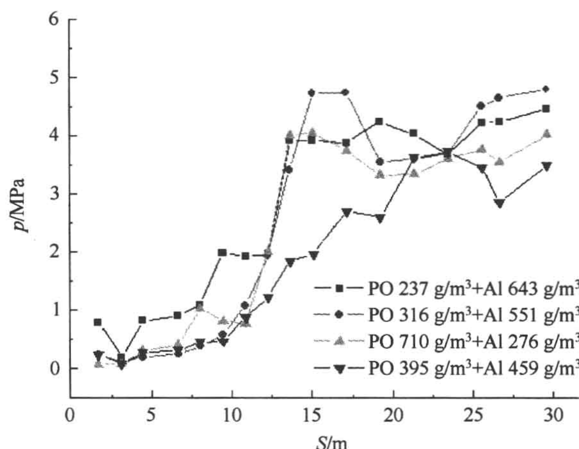


图 3-11　不同浓度的环氧丙烷-铝粉-空气混合物 DDT 过程

环氧丙烷-铝粉-空气三相悬浮流云雾在水平长直管道内的 DDT 过程是由液、固组分共同作用的。在其爆轰范围内更改固液组分比所带来的峰值超压变化不明显，但会导致 DDT 距离的明显变化。

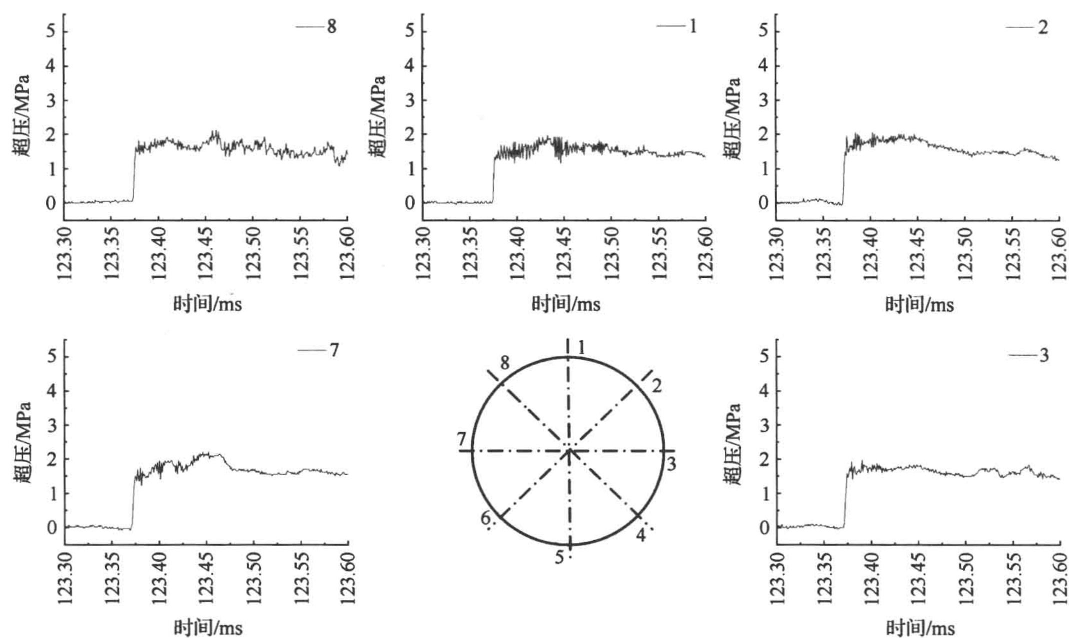
4. 云雾爆轰波结构研究

在本章中将对爆轰波的不同模式和现象进行讨论，包括单头螺旋爆轰、多头螺旋爆轰以及爆轰波阵面的结构[29,30]。

1) 铝粉-空气混合物爆轰波结构研究

在水平长直管道距点火端分别为 29.96 m、30.1 m、30.24 m、30.38 m 处选取四个截面，每个截面上沿管道圆周环向布置八个间距为 45°的传感器。图 3-12～图 3-15 为浓度为 276 g/m³的铝粉-空气混合物爆轰波沿管壁圆周的瞬态压力曲线。

图 3-12　铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面一)



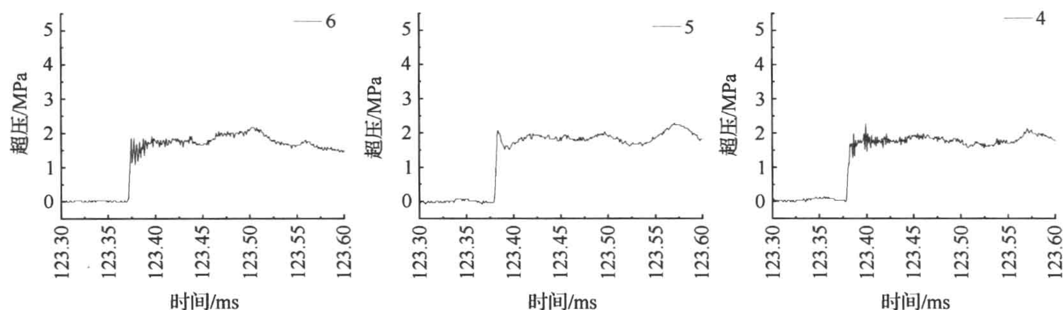


图 3-13　铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面二)

图 3-14　铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面三)

通过对冲击波阵面以及圆周布置的传感器所记录下来的波形的振动频率分析，得出爆轰波的结构。图 3-12 为距点火端 29.96 m 处管壁圆周所布置的八个传感器对爆轰波的记录，在 1 号波形上可以清晰地看到单独的横波波头。图 3-15 中 5 号波形也为横波波头。因此可以推断，浓度为 276 g/m^3 的铝粉空气混合物的爆轰波为单头的螺旋爆轰。由图 3-15中 5 号压力波形可以看出波峰是陡然上升的。这是由螺旋爆轰波阵面中三波

图 3-15　铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面四)

点对撞产生的,即由横波波头所带来的波形陡然上升。由前面分析得到截面一中 1 号波形为横波,截面四的 5 号位置伴随波形陡峭突跃为横波波头,截面二和截面三中的波形变化不明显,但仍然能够根据波形变化判断出 5 号位置为波头。由此可以推断单头螺旋爆轰波在圆管内的瞬时结构如图 3-16 所示。

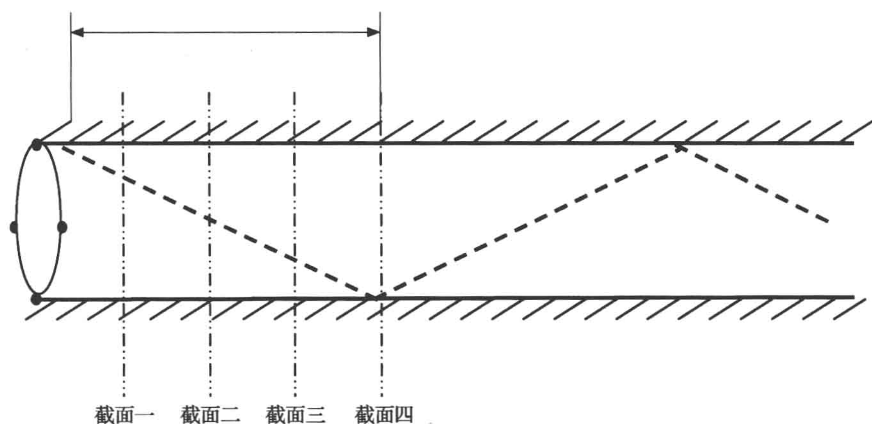


图 3-16　单头螺旋爆轰波在圆形管道内的瞬时结构

当爆轰波到达截面一时，波头在圆管的正上方，当爆轰波到达截面四时，波头位置已经运动到圆管的正下方。截面一到截面四之间的距离为 0.42 m，浓度为 276 g/m³ 的铝粉-空气混合物的胞格尺寸约为 0.48 m，两者基本相符。

图 3-17 为浓度为 276 g/m³ 铝粉-空气混合物爆轰波在距点火端 30.38 m 处即截面四的瞬时结构，图中 1～8 表示传感器编号。由图 3-12 压力瞬态变化曲线图中可以看到位置 5 为横波波头，即图 3-17 中 A，A 点为横波、马赫杆 AB 和入射波 AA_1 交汇形成的三波点。在爆轰波向前传播的过程中，前导冲击波阵面的各区域不断交替地表现为马赫杆和入射冲击波，在三波点的对撞并产生新的马赫杆的同时，这个马赫杆又不断地衰减为入射冲击波，如此反复，不断传递下去。

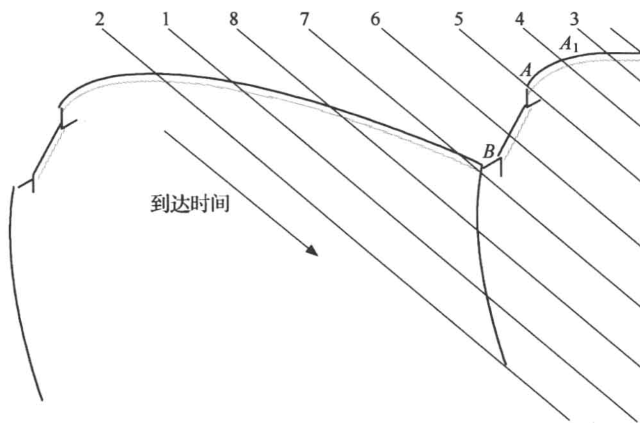


图 3-17　铝粉-空气混合物爆轰波的瞬时结构

2) 环氧丙烷-空气混合物爆轰波结构研究

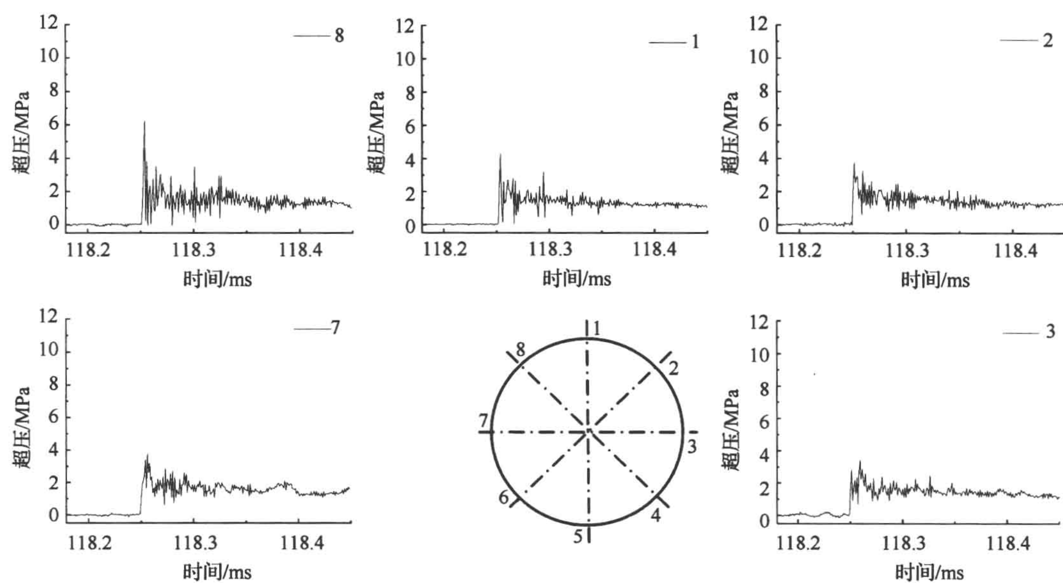
通过对冲击波阵面以及圆周布置的传感器所记录下来的波形的振动频率分析，得出爆轰波的结构。图 3-18 为距点火端 29.96 m 处管壁圆周所布置的八个传感器对爆轰波的记录，在 2 号波形上可以清晰地看到单独的横波波头。图 3-20 中 5 号波形也为横波波头。因此可以推断，浓度为 513 g/m³ 的环氧丙烷-空气混合物的爆轰波为单头螺旋爆轰。

由图 3-18 中 2 号压力波形中可以看到两个波峰，第一个稍微弱的波峰先到达传感器，随后第二个波峰陡然上升。这首先是由 Donato[31] 于 1982 年在其压力-时间曲线中发现的。他将这种现象解释为第一个微弱的信号是由入射波引发的，第二个很强的信号是由螺旋爆轰波阵面中三波点对撞产生的，即横波波头所带来的波形陡然上升，这在之后的研究中得到广泛的认可。

通过分析图 3-18～图 3-21，得到浓度为 513 g/m³ 的环氧丙烷-空气混合物在爆轰阶段的峰值超压变化曲线，如图 3-22 所示。

图 3-22 中线 1、2、3、4 分别表示距离点火端 29.96 m、30.1 m、30.24 m、30.38 m 处四个截面上沿管壁圆周布置的八个传感器所测得的峰值超压最大值。在截面一的 2 号位置，峰值超压最大值达到 11.14 MPa，截面三的 5 号位置，峰值超压最大值达到 9.07 MPa，这种横波波头所带来的超压突跃前边已经讨论过，由横波波头位置的变化规律可以

图 3-18　环氧丙烷-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面一)



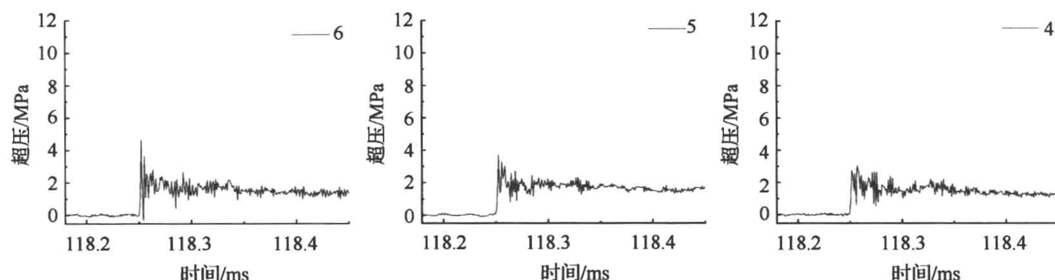


图 3-19　环氧丙烷-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面二)

图 3-20　环氧丙烷-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面三)

看出,横波波头在管壁圆周面上沿逆时针旋转,在 0.14 m 内其旋转角度均值约为 90°。单头螺旋爆轰结构的典型特征就是瞬态压力曲线中存在震荡,图 3-22 为截面二中 4 号位置的峰值超压随时间的变化曲线,可以看到在距点火端 30.1 m 处所记录的超压震荡周期为 150 μs。

图 3-21　环氧丙烷-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面四)

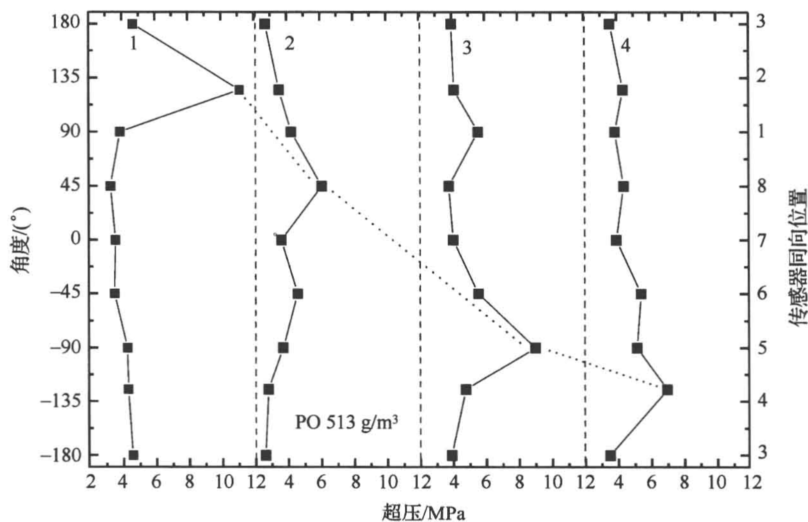


图 3-22　环氧丙烷-空气混合物各测点峰值超压的变化

3）环氧丙烷-铝粉-空气混合物爆轰波结构研究

距点火端 29.96 m、30.1 m、30.24 m、30.38 m 处各截面的环氧丙烷-铝粉-空气混合物（环氧丙烷浓度为 316 g/m^3，铝粉浓度为 551 g/m^3）的爆轰波压力瞬态变化曲线见图 3-23～图 3-26。

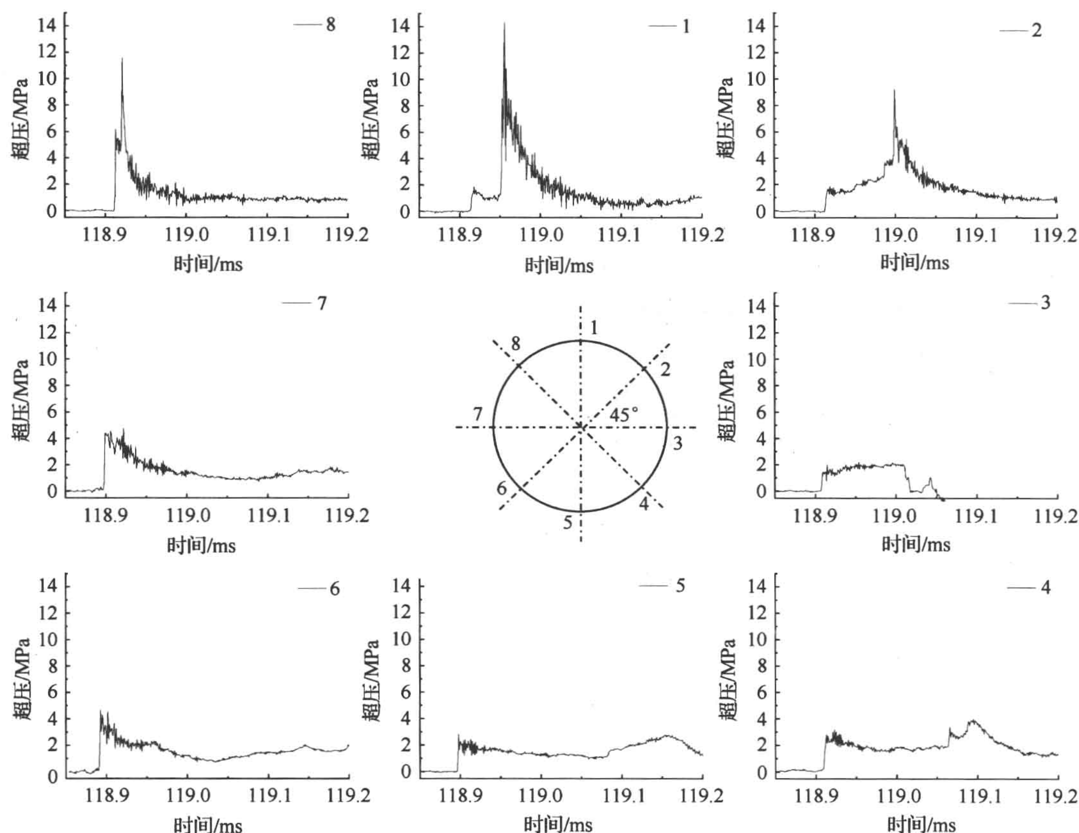
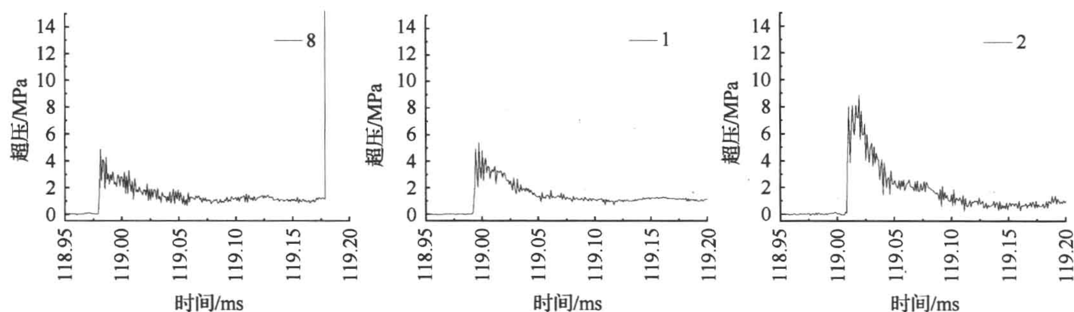


图 3-23　环氧丙烷-铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图（截面一）



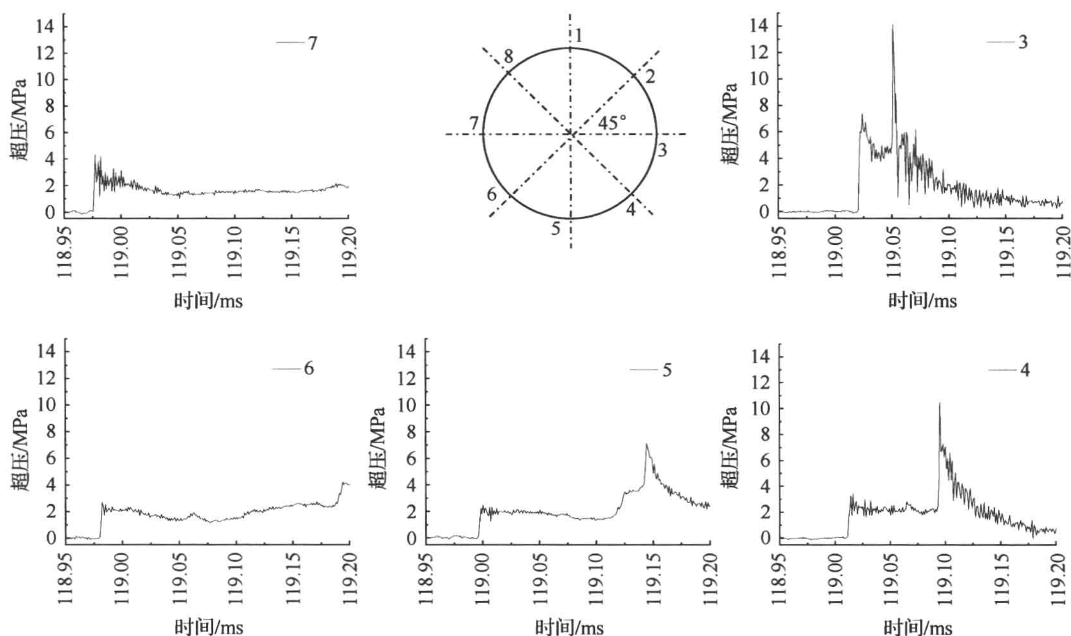


图 3-24　环氧丙烷-铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面二)

图 3-25　环氧丙烷-铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面三)

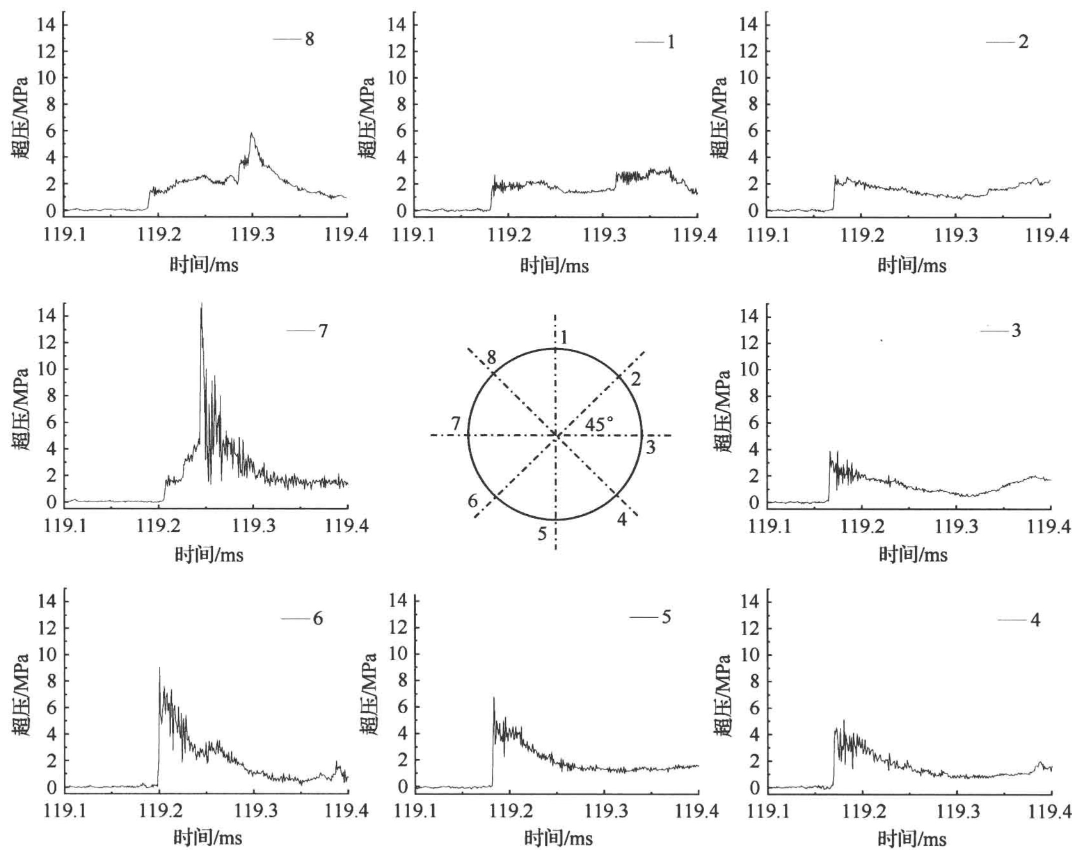


图 3-26　环氧丙烷-铝粉-空气混合物压力瞬态变化曲线图(截面四)

图 3-27 为环氧丙烷-铝粉-空气混合物爆轰波旋转方向示意图,横波的波头位置分别在截面一的 1 号、截面二的 3 号、截面三的 5 号、截面四的 7 号波形中出现。

沿轴向的爆速 D 为 1867 m/s。爆轰波到达每个截面的时间差约为 0.075 ms,在此时间内,波头旋转的角度为 90°,即波头旋转的角速度为 $\omega=20944$ rad/s,则螺旋轨迹角为 $\alpha=48.15°$。

表 3-3 为试验中利用间接技术即沿管道内表面布置的压力传感器测得的波形计算得到的爆轰波胞格尺寸 λ。

表 3-3　不同混合物 DDT 过程的比较

混合物	胞格尺寸 λ/m
玉米淀粉-空气混合物	—
铝粉-空气混合物	0.486
环氧丙烷-空气混合物	0.28

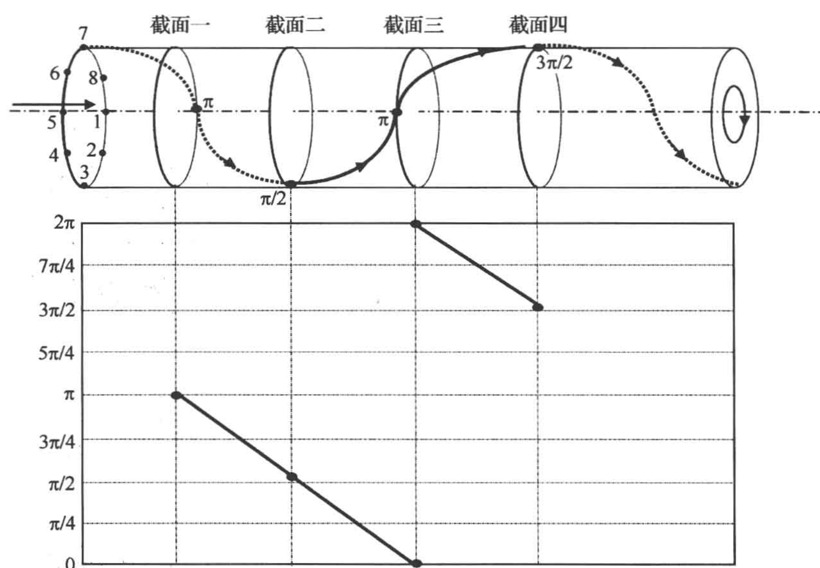


图 3-27　环氧丙烷-铝粉-空气混合物爆轰波旋转方向示意图

3.2　液体云爆燃料

燃料空气炸药的燃料按其相态可分为四类：气态、液态、固态粉末和固液混合态。但实际使用时，气体燃料还是压缩成液态后再装填于弹体内的。其组分可以是单一化合物的燃料，也可以是多种材料的混合型燃料。

已经或曾考虑用做燃料空气炸药的燃料有[15]：环氧乙烷、环氧丙烷、环氧丁烷，液化石油气(MAPP)、甲烷、丙烷、丁烷、乙烯、乙炔，过氧化乙酰、硝酸丙酯、二甲肼、二硼烷、铝粉等。从化学组成上来说，主要是碳氢化合物、金属可燃物、硼氢化合物及硝酸酯、硝基化合物等。它们或者是一些沸点较低、容易挥发的液体可燃物，或者是一些高热值的金属粉可燃物和含碳氢元素的粉质化合物。

在燃料空气炸药中已采用的液体燃料组分，除以上指出的品种外，液体混合炸药也可以作为燃料空气炸药的装药。液体炸药通常是可燃剂和氧化剂组成的液体溶液或混合物，氧化剂可以是浓硝酸、氮的氧化物、四硝基甲烷等，可燃物一般是碳氢化合物，负氧的硝基化合物等。利用液体混合炸药作为燃料空气炸药，一般也需要使其与空气混合形成爆炸性云雾。使装药分散在较大的空间范围内，空气中的氧气仅为补充氧化剂而参与爆轰反应，这样可增大杀伤半径，增加爆炸破坏效果。该类燃料空气炸药用于缺氧的高层空间较为有利。

固体燃料有两类：一类是可燃性的固体粉燃料，如一些高能金属粉、煤粉、硫粉等；另一类是固体炸药，炸药粉末分散在空间也可以成为燃料空气炸药，其在分散状态下不用或少用空气中的氧气就能爆轰，与等质量的同种炸药集中爆轰相比，处于分散状态的炸药可以产生更大的冲量。

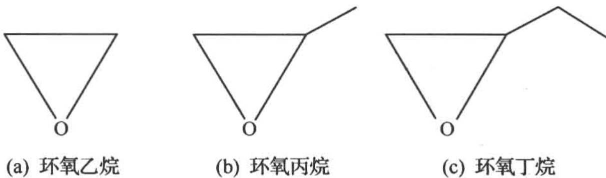
其中，美国以环氧烷烃类云爆燃料为主，而俄罗斯以碳氢类云爆燃料为主。

3.2.1 环氧烷烃类云爆燃料

环氧烷烃类系列化合物主要包括环氧乙烷(EO)、环氧丙烷(PO)和环氧丁烷(BO)等，是最早用于两次引爆型云爆弹的燃料[15]。

1. 环氧烷烃的理化性质

环氧烷烃在较低温度下为无色透明的液体，有醚的气味。环氧烷烃类化合物的结构式如图 3-28 所示。



(a) 环氧乙烷　(b) 环氧丙烷　(c) 环氧丁烷

图 3-28 环氧乙烷、环氧丙烷和环氧丁烷结构式

环氧乙烷能溶于大多数有机溶剂，与水可无限互溶。环氧丙烷能溶于醇和醚，在水中的溶解度是 40.5%(20℃)，而水在环氧丙烷中的溶解度为 12.8%。环氧丁烷也能溶于醇和醚，在水中溶解度为 5.91%(20℃)，而水在该溶剂中溶解度为 2.65%。环氧烷烃的主要物理性质列于表 3-4[32]。

表 3-4 环氧烷烃的理化性质

性能指标		环氧乙烷	环氧丙烷	环氧丁烷
简称		EO	PO	BO
分子式		C_2H_4O	C_3H_6O	C_4H_8O
M		44.05	58.08	72.11
ρ/(g/cm³)(20℃)		0.8699	0.8317	0.830
膨胀系数/K^{-1}(55℃)		0.00177	0.00157	0.00132
c_p/[kJ/(kg·K)]		2.023	2.090	2.107
ΔH_f/(kJ/mol)		97.40	120.55	—
ΔH_c/(kJ/mol)		1307.7	1894.5	2456.0
$x_L \times 100$	上限	80	38.5	—
	下限	3	2.5	—

环氧乙烷是燃料空气炸药最早采用的燃料[33]，之后用环氧丙烷代替环氧乙烷就是一个成功的尝试。现在又在进行环氧丁烷代替环氧丙烷的研究。其目的是为了提高燃料的沸点，降低其蒸气压和挥发度。从而改善燃料的易处理性，提高运输、装填和贮存中的安

全性。环氧乙烷是有效的云爆燃料，然而它存在三个缺点：一是蒸气压过高，不便于装弹，对弹体外壳的强度要求高；二是在弹中长期贮存期间会发生聚合反应，这是十分麻烦的问题；三是毒性大，很高的蒸气压更加重了它的毒害性。

针对上述缺点，研究采用环氧乙烷和环氧丙烷各 50%的混合物作为燃料空气炸药的燃料。结果表明，混合燃料的蒸气压比纯环氧乙烷低，在低温（约 0℃）时即可直接灌注于弹内，简化了装药操作；聚合速度也得到了控制，贮存期比环氧乙烷延长了两倍以上；起爆性能与环氧丙烷相比得到了改善，爆轰极限范围为 5%～17%，比纯环氧丙烷的 5%～9.5%增大了，具有更好的可爆性。环氧丙烷是最典型的两次引爆型云爆燃料，其主要理化性质如表 3-5 所示。

表 3-5 环氧丙烷理化性质

项目	数值	项目	数值
分子式	C_3H_6O	相对分子质量	58.08
沸点(101kPa)/℃	34.23	熔化热/(J/g)	112.6
凝固点/℃	−112.13	气化热(25℃)/(J/g)	480.6
闪点/℃	−37.2	生成热(25℃液体)/(J/g)	2079
自燃温度(空气中，101kPa)/℃	465	燃烧热(25℃)/(J/g)	3294
密度(25℃)/(g/mL)	0.823	熵(25℃)/(J/g)	4.94
相对密度	0.826	临界温度/℃	209.1
蒸气压(25℃)/kPa	75.860	临界压力/kPa	4924
爆炸极限(空气中)(体积分数)/%	3.1～27.5	临界密度/(g/mL)	0.312
折射率	1.36322	临界压缩系数	0.2284
黏度(25℃)/(MPa·s)	0.26	体积膨胀系数(20℃)/K^{-1}	0.00151
表面张力(25℃)/(N/m)	0.02214	摩尔磁化率	4.25×10^{-5}
比热容(25℃)/[J/(g·K)]	1.57	电偶极矩/esu	1.88×10^{-18}
液体热导率(10℃)/[W/(m·K)]	0.1427	摩尔折射率	15.67
蒸气热导率(50℃)/[W/(m·K)]	0.0167	摩尔偏振(25℃)	95.5

2. 环氧烷烃的云爆性能

环氧乙烷-空气混合物构成的云雾，以 10 g 特屈儿作为起爆源时，爆轰极限是 5.3%～18%[15]。在爆轰极限范围内的几个浓度下，云雾爆轰参数计算值列于表 3-6，表中浓度用符号 x(体积)表示[14]。云雾区内的爆轰参数除与燃料种类、雾化程度有关外，还与浓度有直接的关系。抛散形成的云雾浓度分布在爆轰极限范围内的比例越大，其能量利用率越高，因此云雾团在空间和浓度两个方面较集中者更好。

表 3-6　不同浓度环氧乙烷的爆轰参数值

类别	氧平衡	x(体积)×100	v_D/(m/s)	$p_{C\text{-}J}$/MPa
1	正氧平衡	5.3	1542	1.59
		6	1645	1.63
2	零氧平衡	7.41	1821	2.02
3	负氧平衡	10	1721	1.82
		15	1724	1.87

在相同试验条件下进行等药量的两次引爆型 PO 云爆燃料和 TNT 的爆轰威力比较，自由场压力传感器测量峰值超压曲线如图 3-29 所示。环氧丙烷云雾爆轰峰值超压和总冲量大于 TNT 炸药，具有明显的体积爆轰效应。

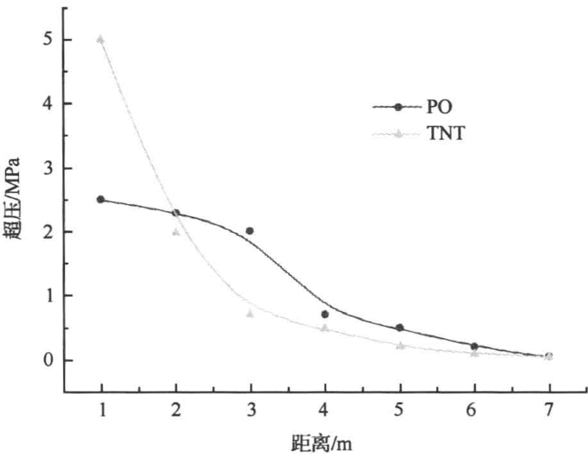


图 3-29　PO 云爆燃料和 TNT 的爆轰威力比较图

3.2.2　碳氢类云爆燃料

继液体环氧烷烃被用于云爆燃料之后，最有希望获得应用的燃料当属烃类化合物。表 3-7 列出了一些烃类燃料的性能数据[34]。

表 3-7　烃类燃料的性质

化学名称	p_{cr}/MPa	ρ(20℃)/(g/cm³)	ΔH_c/(kJ/mol)	x_L×100
甲烷	4.60	—	55.43	5.0～15.0
乙烷	4.88	0.3425	51.83	3.22～12.45
丙烷	4.25	0.4995	50.29	2.37～9.50
(正)丁烷	3.80	0.5792	49.49	1.86～8.41
(正)戊烷	3.37	0.6262	48.95	1.40～7.80
(正)辛烷	2.49	0.7037	48.15	1.00～6.00
乙烯	5.04	0.3456	50.24	2.75～28.60

续表

化学名称	p_{cr}/MPa	ρ(20℃)/(g/cm³)	ΔH_c/(kJ/mol)	$x_L \times 100$
丙烯	4.61	0.5167	48.86	2.00～11.10
丁烯	4.02	0.5951	48.40	1.70～9.0
乙炔	6.14	0.4016	50.16	2.50～80.0

综观表3-7所列烃类化合物的性能数据，单一烃类化合物难以全面满足云爆弹对燃料的要求[35]。通过采用混合燃料调节其理化性能成为有效的方法，从而满足综合目的。

烷烃类燃料的主要缺点是所需要的起爆能较大，这会给引信设计（特别是小型弹药）带来麻烦，因此烷烃燃料宜采用敏化的办法，使其云雾容易起爆。

烃类燃料大多是石油化工的一次加工产品，属价格最低的一类燃料；烃类化合物燃烧热一般比较高，单位质量燃料完全氧化时放出的能量很大，但它们的密度较低（一般为0.5 g/cm³左右），单位体积燃料的能量贡献则不太大。试验测定了几种碳氢燃料云雾爆轰的最小临界起爆能如表3-8所示[36]。表中，θ为沸点；Φ为当量浓度比。

表3-8 不同燃料云雾爆轰的最小临界起爆能

混合物	θ/℃	Φ	E_{min}/(MJ/m²)
PO+空气	34.1	1.05	0.19
燃料 $C_5H_{8.68}$+空气	42.3	1.17	0.28
硝酸异丙酯	101.5	1.16	0.47
庚烷+空气	98.4	1.15	1.12
癸烷	105.6	1.12	2.12

由表3-8可知，PO、燃料 $C_5H_{8.68}$ 与空气混合物的最小临界起爆能较低，而其他几种碳氢燃料空气混合物的最小临界起爆能要大一些，这是因为PO和燃料 $C_5H_{8.68}$ 在常温下的饱和蒸气压较高，因此在激波阵面到达以前，系统中就有相当高浓度的燃料蒸气存在，当燃料蒸气量浓度处于爆轰范围内时，整个过程就由气相反应控制。而硝酸异丙酯、庚烷和癸烷的挥发性要低一些，与空气混合形成云雾，其起爆过程包括燃料液滴在激波阵面后的迅速破碎和蒸发以及随后的气相化学反应诱导期，因此包括以上诸多物理和化学过程的总诱导期比气相化学反应诱导期长得多。

3.3 固液混合云爆燃料配方设计

3.3.1 配方设计原则

基于二次引爆型云爆弹的分散爆轰原理，云爆燃料应满足以下条件：中心分散药作用时，云爆燃料组分应分散形成均匀、浓度合适的云雾，且云雾不被中心分散药点燃；起爆装药作用时，云雾能够可靠爆轰，产生高超压、大冲量的爆轰波和冲击波。根据宏观固态云爆燃料的设计思路，应以高能金属粉末作为云爆燃料的主要能量来源，液体组分填充在铝

粉间隙中，起到增加药剂物理稳定性和提高起爆感度的作用。为追求药剂的先进性和实用性，固态云爆燃料配方设计遵循的基本原则如下：

(1) 为提高云爆燃料的爆轰威力，应选取具有高爆热的组分；

(2) 应有较大的装填密度，从而提高武器的体积能量密度；

(3) 易于分散，即具有较小的黏度和表面能，有利于云爆燃料的抛散和雾化；

(4) 具有合适的感度范围，在生产、使用过程中安全，正常使用时稳定爆轰；

(5) 具有一定的物理及化学稳定性，在规定贮存期内不发生分解和聚合；

(6) 物理化学性能的温度系数要小，在－60℃～＋60℃的武器使用温度范围内，云爆燃料爆轰性能不发生明显变化；

(7) 选择无毒或低毒的组分，对人员、环境无危害；

(8) 选择来源广泛、充足的组分，价格尽可能低廉。

3.3.2　组分选择

云爆燃料组分选择应以固液混合态燃料结构为基础，综合考虑组分的能量密度、感度范围等因素，选择最佳的高能金属组分和液体组分。

1. 高能金属组分

选择高能固态云爆燃料的固相组分，应优先考虑固体粉末的爆轰能，即选择体积能量密度值(q_v)较大的固体粉末。

根据爆轰超压的近似表达式[15]

$$\Delta p = p_{C\text{-}J} - p_0 = 2(k-1)q_v \tag{3-34}$$

式中，Δp 为爆轰超压；$p_{C\text{-}J}$ 为 C-J 断面的爆压；p_0 为初始压力；k 为爆轰产物的等熵指数；q_v 为体积能量密度。

对用于毁伤软目标的高能云爆燃料，还应考虑具有较高燃烧热的燃料，即选择 Q_{Fm} 或 Q_{Vm} 较大的固体粉末。目前广泛用做燃料的固体粉末主要有 Li、Be、B、C、Mg、Al 等，其中 Be、B 是以质量计的高能燃料元素，B、Be、Al、Mg 是以体积计的高能燃料元素，它们在云爆燃料中的能量性能列于表 3-9 中[15]。表中，q_v 为单位体积能量密度；V 为单位质量燃料散布的空间；Q_{Fm} 为单位质量燃料放出的热量；Q_{Fv} 为单位体积燃料放出的热量。

表 3-9　固体燃料在云爆燃料中的能量排序

燃料	Li	Be	B	C	Mg	Al
q_v	3	1	5	6	2	4
V	4	3	2	1	6	5
Q_{Fm}	3	1	2	4	6	5
Q_{Fv}	5	2	1	—	4	3

可以看出，Be、B 的综合能量指标较好，但它们价格昂贵，且 Be 的毒性很大，不适合在常规武器中使用；Li 是非常活泼的碱金属，使用和贮存很不方便，且无明显的能量优势，

也不是理想的固体组分;C的密度较小,形成的宏观固态燃料装填密度不高,能量优势也不明显;Al与Mg相比,有一定的能量优势,无毒无腐蚀性,且原料来源广泛,生产工艺完善,价格低廉,综合性能较好,因此固液云爆燃料选择铝粉作为高能固态燃料的固相组分。表3-10列出铝的主要理化性能常数[32]。

表3-10 铝粉的主要理化常数

<table>
<tr><td></td><td colspan="2">分子式:Al</td><td>相对分子质量:27</td><td>CAS号:7429-90-5</td></tr>
<tr><td rowspan="3">理化性能</td><td>熔点/℃</td><td>660</td><td>相对密度(水=1)</td><td>2.70</td></tr>
<tr><td>热导率/[W/(m·K)]</td><td>237</td><td>比热容/[J/(kg·K)]</td><td>880</td></tr>
<tr><td>沸点/℃</td><td>2056</td><td>饱和蒸气压/kPa</td><td>0.13/1284℃</td></tr>
<tr><td rowspan="5">燃烧爆炸危险性</td><td>燃烧性</td><td>可燃</td><td>燃烧分解物</td><td>氧化铝</td></tr>
<tr><td>闪点/℃</td><td>—</td><td>爆炸上限%/(mg/m³)</td><td>—</td></tr>
<tr><td>自燃温度/℃</td><td>645</td><td>爆炸下限%/(mg/m³)</td><td>37~50</td></tr>
<tr><td>燃烧热/(kJ/mol)</td><td>822.9</td><td>最小点火能/mJ</td><td>15</td></tr>
<tr><td>危险特性</td><td colspan="3">粉体与空气可形成爆炸性混合物,当达到一定的溶度时,遇火星会发生爆炸。与氧化剂混合能形成有爆炸性的混合物。与氟、氯能发生剧烈的化学反应</td></tr>
</table>

通过研究铝粉粒度和比表面积变化对其爆轰性能的影响,证实颗粒小、比表面积大的片状铝粉比球状铝粉更容易起爆,因此进一步选择片状铝粉作为研究对象。根据云爆燃料对铝粉性能指标的要求,在铝粉生产厂的配合下进一步提高了一些对爆轰有直接影响的铝粉性能指标,改进前后的性能对比见表3-11。

表3-11 原有铝粉与改进铝粉的主要性能对比

性能	片状铝粉	球状铝粉	改进后片状铝粉
活性铝含量/%	80	98	89.02
比表面积/(m^2/g)	1.6	0.34	3.94
中位直径/μm	20	5	8.37
铜含量/%	0.015	0.015	0.013
铁含量/%	1.2	0.2	0.53
硅含量/%	0.2	0.2	0.2
水分/%	0.1	0.1	0.1
油脂/%	0.8	—	2.6

改进后的片状铝粉的物理化学指标采用国家相应的标准方法进行测定。其活性铝含量由原来的80%增加到89.02%,增加了9%,在保证燃料生产和贮存安全的前提下提高了燃料的有效成分的质量分数;比表面积由原来的1.6 m^2/g增加到3.94 m^2/g,增加了约1.5倍,改善了铝粉的起爆性能。这种片状铝粉基本满足其作为高能云爆燃料固体组分的性能要求。

2. 液体组分

如前文所述，在铝粉中加入液体组分除能提高药剂密度、使云爆燃料成为不可压缩的稳定状态外，还起着提高威力和敏化的作用。因此液体组分应包括两部分：一是提高云爆燃料能量密度的液体燃料，在满足敏化条件下尽可能选择具有高爆轰能量的液体组分；二是起到敏化作用的液体敏化剂，液体敏化剂应该有合适的感度范围，保证云爆燃料分散时不被云爆或点燃，在二次引信作用时完全爆轰并引爆液体燃料和铝粉，在其作用下铝粉在自由空间能够完全爆轰。

1）液体燃料

高能固态云爆燃料的液体组分主要从碳氢化合物中选择，可作为云爆燃料液体组分的燃料有环氧烷烃、液化石油气、醚、烷烃、戊二烯等，其化学组成主要是碳氢化合物，其优点是来源广泛、充足，价格低廉。它们在一定温度下一般是无色液体，比空气重，能像水一样朝低处流动，与空气混合后成为易燃、易爆的混合物。经常使用的气体和液体燃料的主要性能见表 3-12[15]。

主要燃料的临界起爆能由大到小的顺序是：甲烷＞天然气＞异丁烷＞丙烷、丁烷＞乙烷＞乙烯、丙烯＞氢＞环氧烷烃＞炔烃。

根据高能固态云爆燃料的配方设计原则，液体组分应选取装填密度大、凝聚能较小、具有合适感度范围、高低温性能好、有一定的物理及化学稳定性、与铝粉有较好的相容性和物理均匀性的液体有机化合物。

表 3-12　主要气体和液体燃料性能

燃料	分子式	密度/(g/cm³,20℃)	燃烧热/(kJ/mol)	爆炸极限/%
环氧乙烷	C_2H_4O	0.870	1307.7	3～80
环氧丙烷	C_3H_6O	0.832	1894.5	2.5～38.5
甲烷	CH_4	0.424	890.3	5.3～15
乙烷	C_2H_6	0.546	1559.8	3.2～12.5
乙烯	C_2H_4	0.642	1411.5	3～29
乙炔	C_2H_2	0.613	1299.6	—
丙烷	C_3H_8	0.584	2219.6	2.2～9.5
丁烷	C_4H_{10}	0.601	2878.3	1.8～8.4
正戊烷	C_5H_{12}	0.626	3506.1	1.5～7.8
乙醚	$C_4H_{10}O$	0.713	2752.9	1.9～36
甲乙醚	C_3H_8O	0.725	2105.4	2.0～10.1

分析表 3-12 中燃料的摩尔燃烧热、体积燃烧热和爆炸极限等性能，发现体积燃烧热最高的是丁烷，但是丁烷的沸点较低(9.8℃)，无法在常温条件下装药，限制了丁烷的使用；而 PO、E4 和 C5 的基本性能相当，PO 的密度较大，C5 的摩尔燃烧热最高，E4 的爆炸极限范围最宽，都可以作为云爆燃料的备选组分。

2）液体敏化剂

液体敏化剂主要用于提高云爆燃料的起爆感度，降低起爆能，扩大云雾爆轰的浓度范围，增强云爆燃料对环境的适应能力，扩大使用温度范围，减低气候对性能的影响。液体敏化剂主要有硝酸酯类、硝基烷类，其主要性能见表 3-13[15]。

表 3-13　液体敏化剂的主要性能

燃料	密度/(g/cm^3)	燃烧热/(kJ/mol)	爆炸极限/%
硝酸异丙酯	1.054	1846.7	2～100
硝基甲烷	1.132	708.1	7.3～63

根据表 3-13 的数据，硝酸异丙酯和硝基甲烷的密度和燃烧热基本相当，都可以作为液体敏化剂的备选组分。

3.3.3　配方优化设计

1. 爆轰参数数值仿真

以云爆燃料备选组分 Al、E4 和 C5、M2 和 M1 为研究对象，采用 VLW 程序计算云爆燃料的理想爆轰参数，研究云爆燃料组分不同配比对爆压、爆速等爆轰特性的影响规律，为云爆燃料的配方设计提供参考数据。

1）分散浓度对云爆燃料爆轰威力的影响

云爆燃料的分散浓度在云雾中心区及边缘较低，在整个云雾区内呈一定分布，这样就构成不均匀的氧平衡环境。为研究不同分散情况下云爆燃料的爆轰性能，采用 VLW 程序计算不同浓度时云爆燃料的爆轰参数。

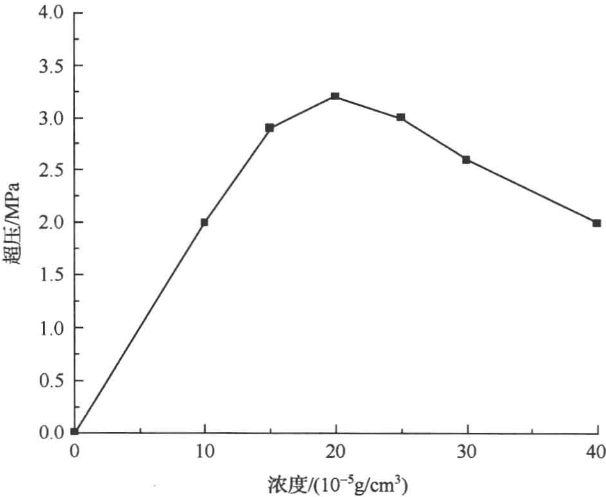


图 3-30　云爆燃料的分散浓度与爆压的关系曲线

由图 3-30 可以看出，初始阶段云爆燃料的爆压随分散浓度的增加而提高，当分散浓度为 $20\times10^{-5}g/cm^3$ 时，云爆燃料的爆轰压力达到最大值，然后爆压随分散浓度增加而降

低。分析原因主要是云爆燃料爆轰时需要与云雾周围的氧气发生反应，开始阶段反应处于正氧范围，云爆燃料浓度越高，能量密度越大，爆轰释放的能量越多，爆压越高；随着云爆燃料浓度的提高，反应逐渐由正氧向负氧转变，达到零氧平衡时爆压最大；之后随云爆燃料浓度提高，反应需要的氧气越不足、反应越不完全，爆压逐渐降低。计算得到云爆燃料的最佳分散浓度范围为 $20\times10^{-5}\,g/cm^3$，该浓度范围是云爆燃料中心分散装药研究的依据。

2）铝粉含量对云爆燃料爆轰威力的影响

云爆燃料中的铝粉是药剂爆轰能量的主要提供者，铝粉含量直接影响药剂的爆轰威力，不同铝粉含量的云爆燃料配方计算结果见图 3-31。

由图 3-31 可见，在 VLW 程序适用范围内，云爆燃料的爆压随铝粉含量的增加而提高，可见增加云爆燃料中的铝粉含量是提高云爆燃料爆压的有效方法。

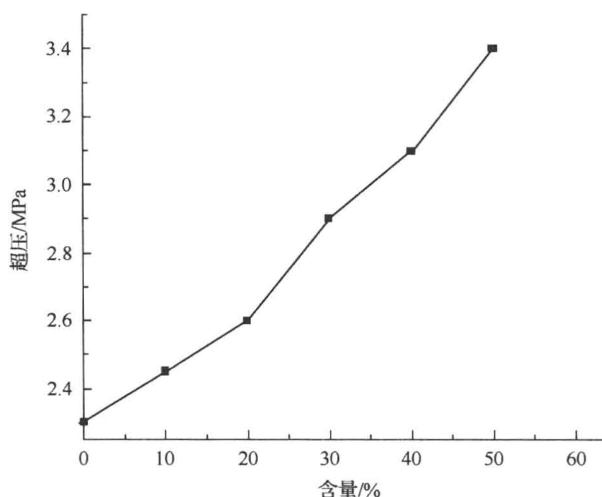


图 3-31　铝粉含量与爆压的关系曲线

3）液体燃料对云爆燃料爆轰威力的影响

在相同云爆燃料组分条件下，不同液体燃料 E4 和 C5 云爆燃料的爆轰性能计算结果见图 3-32。

计算结果显示，随液体燃料含量的增加，云爆燃料爆压逐渐降低，原因是液体组分的能量密度远小于铝粉，从提高爆压的角度看，应该尽可能减少液体燃料的比例。另外计算表明 E4 对超压的贡献大于 C5，E4 更适合作为云爆燃料的液体组分。

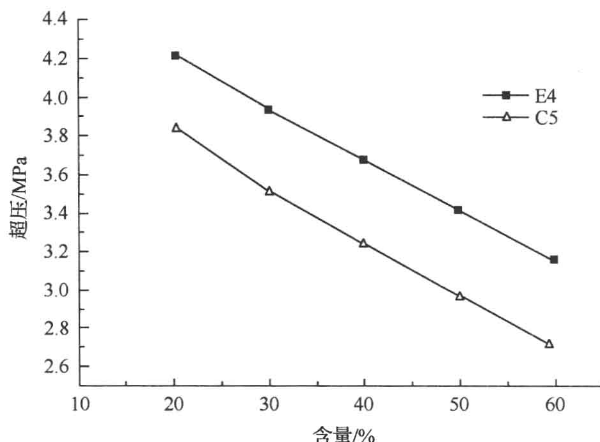


图 3-32　不同液体燃料与爆压的关系曲线

4）液体敏化剂对云爆燃料爆轰威力的影响

在相同云爆燃料组分条件下，不同液体敏化剂 M2 和 M1 云爆燃料的爆轰性能计算结果见图 3-33。

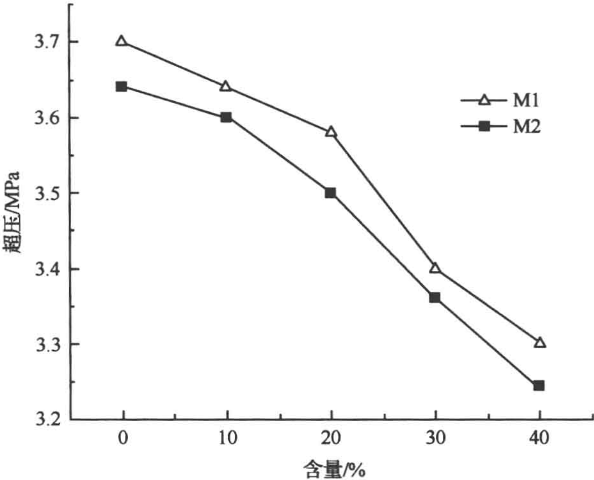


图 3-33　不同液体敏化剂与爆压的关系曲线

由计算结果可知，相同条件下含 M1 云爆燃料的爆压高于含 M2 云爆燃料，M1 对云爆燃料的敏化效果优于 M2。随敏化剂含量的增加，云爆燃料爆压逐渐降低，这是由于敏化剂是含氧的炸药，能量密度小于铝粉和液体燃料，在理想爆轰情况下，爆压较低。因此，在保证云爆燃料起爆感度的前提下，应尽可能减少敏化剂的比例。

2. 配方优化试验

1）试验方案

云爆燃料爆轰试验的条件是装填云爆燃料 6 kg、中心分散药比例为 1%、起爆装药 1 kg TNT 炸药、分散和起爆时间差为 50 ms，主要测试设备是自由场压力传感器和高速运动分析系统。分别以铝粉 T1、U2 作为被选铝粉、C5 和 E4 作为被选液体燃料、M1 和 M2 作为被选敏化剂组分进行云爆燃料配方选择试验，试验方案见表 3-14。

表 3-14　云爆燃料配方优化试验方案

序号	铝粉		液体燃料		液体敏化剂	
	U2	T1	E4	C5	M1	M2
1	+	—	+	—	+	—
2	+	—	+	—	—	+
3	+	—	—	+	+	—
4	+	—	—	+	—	+
5	—	+	+	—	+	—

注："+"表示选择该组分。

2）试验结果

（1）铝粉类型选择结果。

根据方案 1[#]、5[#] 的配方制成云爆燃料，在相同条件下进行爆轰试验，得到的峰值超压结果见图 3-34。

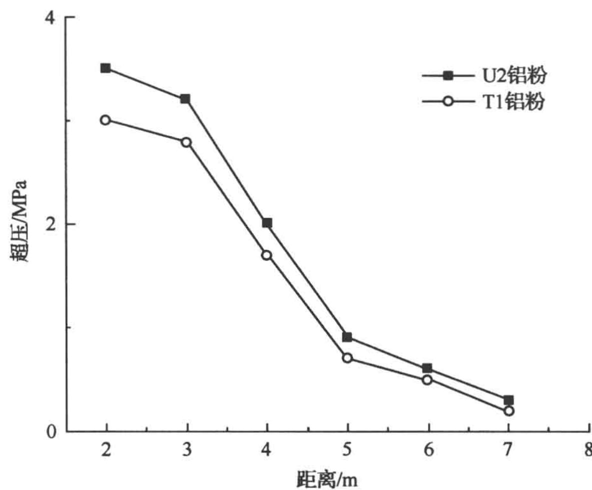


图 3-34　不同铝粉类型云爆燃料的超压曲线

试验结果表明：铝粉的形状和粒度对云爆燃料的爆轰威力有很大的影响，爆轰威力 U2＞T1。原因是 U2 是球磨片状铝粉，比表面积大，同周围介质接触的概率增加，能更快吸收周围炸药和爆轰产物中的热量，更快达到活化温度，因此使铝参加反应的时间提前，反应更加充分；而球形铝粉 T1 的比表面积较小，表面氧化层覆盖比较完全，分散比较小，反应不完全，冲击波超压较低，因此本书选择 U2 作为云爆燃料的固体组分。

（2）液体燃料选择结果。

根据方案 1[#]、3[#] 和 2[#]、4[#] 的配方制成云爆燃料，在相同条件下进行爆轰试验，得到的峰值超压结果见图 3-35。

试验结果表明爆轰威力 E4 大于 C5，说明 E4 的感度和能量密度更适合云爆燃料的要求，因此选择 E4 作为云爆燃料的液体燃料组分。另外，试验实测的云雾区内爆压与 VLW 程序计算的 C-J 爆压结果见表 3-15。

表 3-15　云爆燃料云雾区爆压实测值和计算值对比表

性　能		含 E4 云爆燃料	含 C5 云爆燃料
峰值超压/MPa	实测值	3.5	3.25
	计算值	3.21	3.03

可见，计算结果与实测值基本一致，计算结果可以作为云爆燃料配方设计的参考，指导二次引爆型云爆燃料的配方设计。

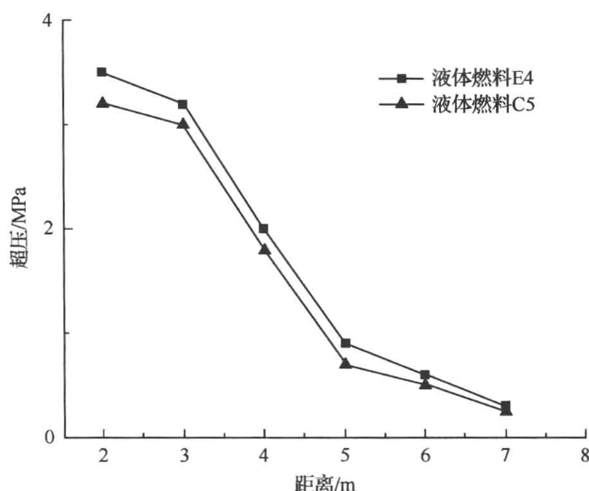


图 3-35　不同液体、燃料的云爆燃料的超压曲线

(3) 液体敏化剂选择结果。

根据方案 1#、2# 和 3#、4# 的配方制成云爆燃料，在相同条件下进行爆轰试验，得到的峰值超压结果见图 3-36。

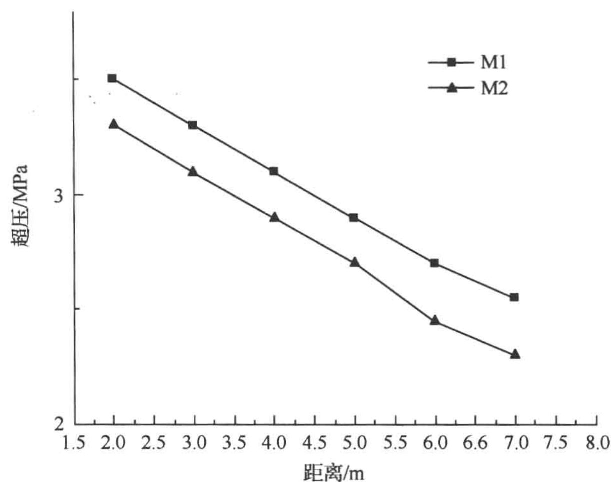


图 3-36　不同敏化剂云爆燃料的超压曲线

试验结果表明：爆轰威力 M1＞M2。M1 爆轰威力高于 M2，且 M1 的价格是 M2 的 1/3，更适合云爆燃料的要求，因此本书选择 M1 作为云爆燃料的液体敏化剂组分。试验实测得到的敏化剂品种对爆压的影响规律与计算结果相同。

为确定 M1 的最佳比例，进行了不同 M1 含量云爆燃料爆轰试验，结果见图 3-37。

试验结果表明敏化剂存在最佳比例，这与 VLW 计算结果不一致。分析原因是采用 VLW 程序计算的是理想爆轰参数，不考虑起爆感度对爆轰的影响；而云爆燃料在实际爆轰时如果 M1 含量过低，达不到爆轰需要的起爆感度，铝粉爆轰就不完全，爆轰威力较低；

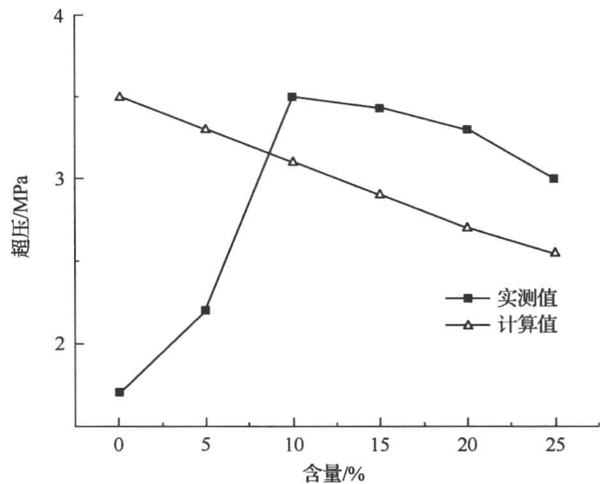


图 3-37　不同 M1 含量云爆燃料的超压曲线

M1 比例过高，会使云爆燃料在分散过程中就被点燃，发生“窜火”现象，爆轰威力也较低。只有 M1 含量在 10%～15%时，云爆燃料的爆轰威力最大。

按照固态云爆燃料物理状态设计的要求，在满足云爆燃料物理状态的条件下进行组分的优化设计，调整云爆燃料中 Al、E4 和 M1 三种组分的质量比，试验方案和试验结果见表 3-16。

表 3-16　试验方案和测压罐毁伤结果

云爆燃料配方		毁伤半径/m
Al/E4/M1	45/50/5	6.3
	50/45/5	6.0
	45/45/10	6.8
	45/42/13	6.5
	50/38/12	5.6
	60/40/0	5.2

根据试验结果，两次引爆型固态云爆燃料的最佳配方为：Al/E4/M1＝45/45/10，该云爆燃料整体呈宏观膏状，组分均匀，状态稳定，命名为 B-II-1 两次引爆型固态燃料，简称为 B-II-1 云爆燃料。

3.4　B-II-1 云爆燃料主要性能

3.4.1　理化性能

按照前面介绍的固态云爆燃料理化性能研究方法进行云爆燃料性能考核试验，B-II-1云爆燃料主要理化性能结果汇总见表 3-17。

表 3-17 B-II-1 云爆燃料主要理化性能结果

测试性能		理化性能									
饱和蒸气压		温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
		p/atm①	0.019	0.032	0.053	0.085	0.129	0.188	0.268	0.372	0.505
体积膨胀率		温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
		ν	0.956	0.966	0.977	0.988	1	1.012	1.026	1.039	1.054
化学稳定性		好于“什米尔-2”云爆燃料和环氧丙烷									
组分相容性		组分相容性良好									
接触相容性		与钢、铝、锌、聚乙烯、聚四氟乙烯等材料的相容性良好									
自然长贮性能		存放 5 年的云爆燃料均能完全爆轰，爆轰威力无明显变化，长贮性能良好									
长贮寿命预测		安全贮存寿命 249.8 年									
物理稳定性		状态保持相对稳定									
运输性能		运输性能良好									
高温适应性		在高温(60℃)环境下爆轰性能没有明显变化，高温性能良好									
低温适应性		在低温(−60℃)环境下爆轰性能没有明显降低，低温性能良好									
安全性能	摩擦感度/%	4									
	撞击感度/%	2									
	枪击感度/%	0									
	静电感度	静电钝感									

3.4.2 分散性能

云爆燃料与凝聚炸药爆轰不同，其爆轰威力的发挥不仅取决于云爆燃料组分的固有威力，还有两个外在因素：一是中心分散装药抛撒云爆燃料形成的云雾浓度是否在爆炸极限范围内，合适的云雾浓度是云爆燃料爆轰的前提条件；二是起爆装药提供的起爆能是否大于该药剂的临界起爆药量，适当的起爆药量是云爆燃料爆轰的保证。这两个因素与云爆燃料之间有匹配关系，必须全部满足才能保证云爆武器威力的实现[37]。研究两次引爆型固液混合云爆燃料的中心分散装药、最小起爆能以及外在最佳条件下完全爆轰的爆压、爆速等爆轰性能，为云爆燃料在云爆武器上的应用提供基础数据。

分散性能研究主要研究使云爆燃料达到合适浓度范围的中心分散装药的品种和药量，以 VLW 程序计算得到的最佳分散浓度 2×10^{-4} g/cm^3 作为确定中心分散装药条件的依据。在研究过程中，云爆燃料配方和装药量保持不变，起爆装药是 1 kg TNT 炸药，记录云爆燃料分散过程。试验方案是选择 TNT 和 8701 两种炸药作为中心分散装药，如表 3-17 所示。

高速运动分析系统测得的 B-II-1 云爆燃料分散过程见图 3-38。为简化计算，将云爆燃料分散形成的云雾近似为一圆柱体，通过数据处理得到的云雾边界运动轨迹见

① 1 atm=1.01325×10^5 Pa。

图 3-39,不同分散药量条件时云雾直径和浓度结果见表 3-18。

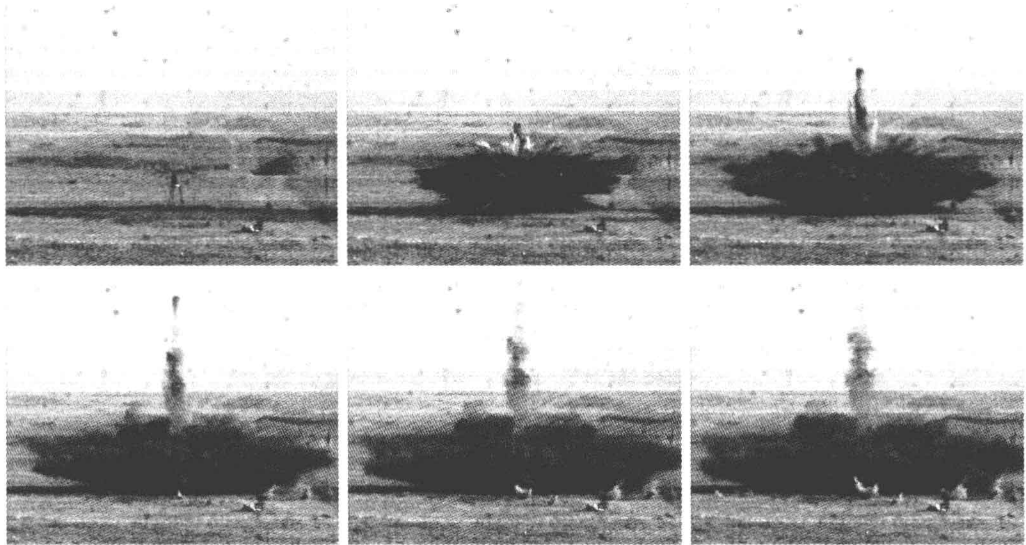


图 3-38　B-II-1 云爆燃料分散过程

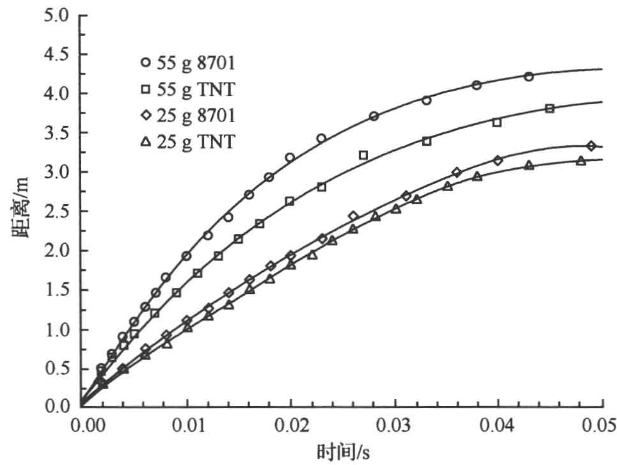


图 3-39　B-II-1 云爆燃料云雾边界变化曲线

表 3-18　不同中心分散装药条件下 B-II-1 云爆燃料分散浓度

炸药品种	炸药直径/mm	炸药药量/g	云雾最大直径/m	云雾平均浓度/(g/cm³)
8701	10	25	6.2	29.8×10^{-5}
	15	55	8.3	13.7×10^{-5}
TNT	10	25	6.6	25.3×10^{-5}
	15	55	7.5	18.6×10^{-5}

从图 3-39 和表 3-18 的结果可看出,不同中心分散装药时 B-II-1 云爆燃料的分散性

能有明显差别，其中 Φ 15 mm 8701 装药分散体积最大，平均浓度约为 13.7×10^{-5} g/cm^3；Φ 15 mm TNT 装药的云雾最大直径为 7.5 m，平均浓度约为 18.6×10^{-5} g/cm^3；而 Φ 10 mm的 TNT 和 8701 的分散体积较小，直径约为 6.5 m，平均浓度约为 $25.3\times10^{-5}\sim29.8\times10^{-5}$ g/cm^3。中心分散装药药量越大，云爆燃料的分散半径越大，原因是中心分散装药药量越多，作用在云爆燃料上的驱动能量越大，装药量大小对云雾半径的影响比装药品种的影响更大。根据 B-II-1 云爆燃料爆轰浓度计算的最佳分散浓度约为 20×10^{-5} g/cm^3，Φ 15 mm TNT 装药分散浓度最接近理想爆轰浓度。因此，确定 B-II-1 云爆燃料的中心分散装药与云爆燃料的质量比为 1%。

3.4.3 起爆性能

要使云爆燃料云雾完全爆轰，存在一个临界能量值称为最小起爆药量。它直接反映了云雾被起爆的难易程度，如果起爆能量低于此值，云雾无法完全爆轰。起爆性能主要研究的是实现云爆燃料完全爆轰的起爆炸药品种和最小起爆药量。

基于云爆燃料分散研究结果，中心分散装药与云爆燃料的质量比是 1%，起爆延迟时间为 50 ms。选择的起爆炸药为 8701 高能炸药，药量分别为 1000 g、500 g、200 g、100 g、50 g、20 g 和 5 g。

B-II-1 云爆燃料的起爆性能试验从 1000 g 炸药做起，在 1000 g、500 g、200 g、100 g 都能产生可靠爆轰，当起爆药量为 50 g 时，出现两次爆轰、两次未爆。规定临界起爆药量的标准为 50%爆轰率，得出 B-II-1 云爆燃料临界起爆药量为 50 g 8701 炸药。可见 B-II-1 云爆燃料的最小起爆药量较低，只要云爆燃料的分散浓度适当，较容易引发云雾爆轰，B-II-1云爆燃料的武器适用性良好。

3.4.4 爆轰性能

通过 B-II-1 云爆燃料分散和起爆性能的研究，确定最佳中心分散装药为 1% 的 TNT，最小起爆药量是 50 g 8701。下面对两次引爆型固液混合云爆燃料的爆轰性能进行研究，主要测试完全爆轰条件下云爆燃料的爆速和超压。为保证云爆燃料爆轰的可靠性，选择起爆药量是 1 kg TNT。

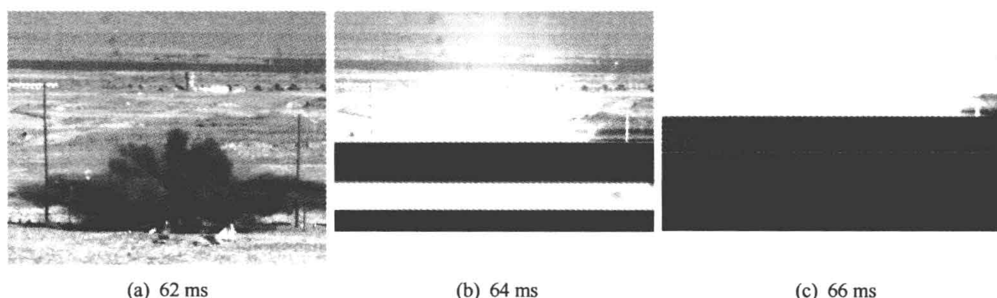
1. 爆速结果

由高速运动分析系统得到的爆轰传播过程典型结果见图 3-40，从引爆点到最远边界传播时间约为 2 ms，由此得到爆轰波传播速度约为 2000 m/s。而采用 VLW 程序计算的理论爆速是 2170 m/s，理论爆速和实测爆速基本相同。

2. 爆压结果

在相同试验条件下进行等药量的 B-II-1 云爆燃料、PO 云爆燃料和 TNT 的爆轰威力比较，自由场压力传感器测量峰值超压曲线如图 3-41 所示。

试验结果表明：B-II-1 云爆燃料爆轰最大峰值超压为 3.5 MPa，3 m 处比 PO 提高 28%，比 TNT 提高 155%；5 m 处比 PO 提高 70%，比 TNT 提高 90%。B-II-1 云爆燃料



(a) 62 ms　　(b) 64 ms　　(c) 66 ms

图 3-40　两次引爆型固液混合云爆燃料爆轰过程

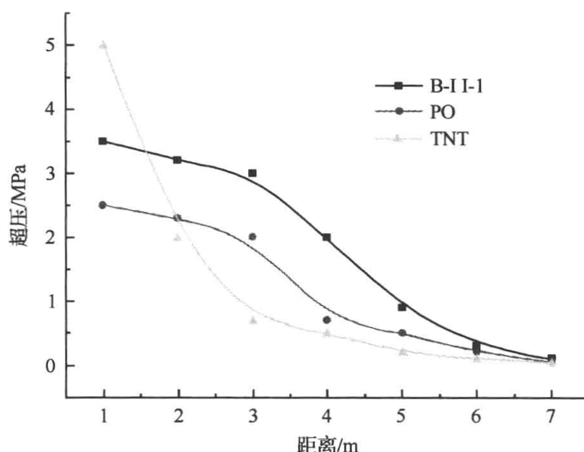


图 3-41　B-II-1、PO 云爆燃料和等量 TNT 的超压曲线

的爆轰威力比 PO 平均提高 50%，比 TNT 提高 122%。可见，两次引爆型固液混合云爆燃料具有明显的优势。

参 考 文 献

[1] Strehlow R A, Barthel H O. Initiation combustion and transition to detonation in homogeneous and heterogeneous reactive mixtures. AD-A109057/0/HDM,1981:76

[2] Strehlow R A,Luckritz R T. The blast wave generated by spherical flames. AD-A078176/5/HDM,1977:16

[3] 白春华，陈默，刘庆明，等. 大型多相燃烧管道中甲烷-煤尘-空气混合物爆炸研究//中国职业安全健康协会. 中国职业安全健康协会 2010 年学术年会论文集. 北京：煤炭工业出版社，2010

[4] 宫广东，刘庆明，白春华. 管道中瓦斯爆炸特性的数值模拟. 兵工学报，2010，31(S1)：17-21

[5] 宫广东，刘庆明，胡永利，等. 管道中煤尘爆炸特性实验. 煤炭学报，2010，35(4)：609-612

[6] 白春华，宫广东，刘庆明. 10 m³ 爆炸罐中甲烷-煤尘爆炸发展过程研究. //中国职业安全健康协会. 中国职业安全健康协会 2010 年学术年会论文集. 北京：煤炭工业出版社，2010

[7] 张奇，白春华，刘庆明，等. 燃料抛散过程中的相似律. 北京理工大学学报，2000，20(5)：651-655

[8] 蒋丽，刘庆明. 气-固-液混合物燃烧转爆轰过程研究. 北京：北京理工大学博士学位论文，2008：27-32

[9] Launder B E, Spalding D B. Lectures in Mathematical Models of Turbulence. London：Academic Press, 1972

[10] Zhang Q,Bai C H,Liu Q M,et al. Study on near field dispersal of fuel air explosive. Journal of Beijing Institute

of Technology,1999,8(2):113-117

[11] 白春华,陈亚红,李建平,等. 爆炸抛撒金属颗粒群的装药方式. 爆炸与冲击,2010,30(6):652-657

[12] 薛社生,刘家骢,彭金华. 液体燃料爆炸抛撒的近场阶段研究. 南京理工大学学报,1997,21(4):333-336

[13] Fluent Inc. FLUENT User's Guide. Fluent Inc. , 2003

[14] 刘庆明,胡永利,蒋丽,等. 燃料/空气混合物燃烧、爆炸与爆轰研究//中国职业安全健康协会. 中国职业安全健康协会 2009 年学术年会论文集. 北京:煤炭工业出版社,2009:373-382

[15] 孙业斌,惠君明,曹欣茂. 军用混合炸药. 北京:兵器工业出版社,1995

[16] Elperin T, Krasovitov B. Radiation, thermal diffusion and kinetic effects in evaporation and combustion of large and moderate size fuel droplets. International Journal of Heat and Mass Transfer, 1995, 38: 409-418

[17] Consolini L, Aggarwal S K, Murad S. A molecular dynamics simulation of droplet evaporation. International Journal of Heat and Mass Transfer, 2003, 46: 3149-3188

[18] Samirant M, Smeets G. Dynamic measurements in combustible and detonable aerosols. Propellants Explosives Pyrotechnics, 1989, 14(2):47-56

[19] 李斌,解立峰,倪欧琪,等. 燃料液滴云雾爆轰特性研究. 弹道学报,2010,22(2):90-93

[20] Strauss W A. Investigation of the detonation of aluminum power-oxygen mixtures. AIAA, 1968, 12:9

[21] Tulis A J, Selman J. R. Detonation tube studies of aluminum particles dispersed in air. 19th International Symposium Combustion, 1982, 19(1):655-663

[22] 张博,白春华. 气相爆轰动力学. 北京:科学出版社,2012

[23] Liu Q M, Bai C H, Dai W X, et al. Deflagration-to-detonation transition in isopropyl nitrate mist/air mixtures. Combustion, Explosion and Shock Waves, 2011, 47(4):448-456

[24] 刘庆明,白春华. 铝粉粉尘云和戊烷云雾燃烧诱导爆炸研究. 北京理工大学学报,1999,19(5):566-568

[25] Liu Q M, Bai C H, Dai W X, et al. Explosions and deflagration-to-detonation transitions in epoxy propane/air mixtures. Safety Science, 2011, 49(6):926-932

[26] Liu Q M, Bai C H, Jiang L, et al. Deflagration-to-detonation transition process for spherical aluminum dust/epoxypropane mist/air mixtures in a large-scale experimental tube. Science China: Physics, Mechanics and Astronomy, 2011, 54(3):533-541

[27] 蒋丽,白春华,刘庆明. 气/固/液三相混合物燃烧转爆轰过程实验研究. 爆炸与冲击,2010,30(6):588-592

[28] 戴文喜. 液雾燃烧爆炸过程研究. 北京: 北京理工大学硕士学位论文, 2008

[29] Liu Q M, Li X D, Bai C H. Deflagration to detonation transition in aluminum dust-air mixture under weak ignition condition. Combustion and Flame, 2009, 156(4): 914-921

[30] Liu Q M, Bai C H, Li J, et al. Deflagration-to-detonation transition in nitromethane mist/aluminum dust/air mixtures. Combustion and Flame, 2010, 157(1):106-117

[31] Donato M. The Influence of Confinement on the Propagation of Near Limit Detonation. Montreal: McGill University, 1982

[32] 周国泰. 危险化学品安全技术全书. 北京:化学工业出版社,1997

[33] 许会林,汪家骅. 燃料空气炸药. 北京:国防工业出版社. 1980

[34] 迪安 J A. 兰氏化学手册. 北京:科学出版社,1991

[35] Moen I O, Funk J W. Detonation length scales for fuel-air explosive. Progress in Astronautics and Aeronautics, 1984, 94:55-79

[36] 姚干兵,解立峰,刘家骢. 碳氢燃料云雾直接起爆感度的实验研究. 弹道学报,2006,18(3):9-13

[37] 肖绍清,白春华,李晋. FAE 云雾控制因素的优化研究. 火炸药学报,1999,(2):11-14

第 4 章　一次引爆型云爆燃料

4.1　一次引爆型云爆燃料作用机理

4.1.1　分散爆轰机理

一次引爆云雾爆轰技术的关键是在保证内聚能量释放过程中的高功率能量密度的基础上，需要突破 SWACER 机理所限制的弱源点火条件，逾越爆燃型一次引爆云雾爆轰作用过程中燃烧阶段所造成的大量能量损失，为追求燃料的理想爆轰创造条件，过程应由激波作用的特定分散起爆机制完成。根据过程的分散与爆轰协调作用的特点，本书将其概括为分散爆轰过程[1]。

1. 分散爆轰基本原理

SWACER 机理中[2]，以合适的诱发时间梯度来保证内聚能量释放产生的冲击波迅速放大。分散爆轰机理中，将以组成燃料的感度梯度的合理设定来实现内聚能量的不断释放过程，其基本原理是：在对燃料配方各组元进行合适感度梯度设计的基础上，选择与其相匹配的分散结构，保证各级燃料分散的同时能顺序引爆；随着燃料云雾的不断扩展，燃料微粒与空气充分混合，空气中的氧气不断参与燃料的反应。由于环境中能量的大量加入，从而达到了云雾爆轰的效果。图 4-1 给出了具有感度梯度的 N 组元燃料混合物顺序分散爆轰的物理过程。

状态 0 为燃料组分 $1,2,3,\cdots,I-1,I,I+1,\cdots,n(1<I\leqslant N-1)$ 的 N 组元混合物，感度由 1 到 N 递减；过程 1 完成组元 1 的爆轰并带动组元 $2,3,\cdots,I,\cdots,N$ 的 $N-1$ 个组元构成的混合物进一步分散，对应状态 1 为组元 1 的产物、空气及组元 2 到 N 构成的燃料-空气混合物。进一步组元 2 在组元 1 爆轰所释放能量的作用下，与空气中的氧气反应完成爆轰带动组元 $3,4,\cdots,I,\cdots,N$ 继续分散，形成更大的燃料-空气云雾范围……随着过程的进行，组元 N 完成爆轰，完成了 N 组元燃料的分散爆轰过程。理想情况下状态 N 即为 N 个组元与空气发生爆轰反应后的产物和过剩空气的混合物。

2. 分散爆轰一维模型

分散爆轰原理是针对燃料的一次爆轰问题提出的，其爆轰过程属于云雾爆轰的范畴，尽管云雾爆轰反应区内所发生的现象非常复杂，但仍可假设其波面附近的流动为一维流动，且气体爆轰波的 ZND 模型也可以用于云雾爆轰，这样，应用于气体爆轰的兰钦-雨果尼奥关系及 C-J 条件仍适用于云雾爆轰。根据分散爆轰的特点，在云雾爆轰理论基础上所建立的分散爆轰的一维模型如图 4-2 所示。针对分散爆轰的特点，对其一维定常流动

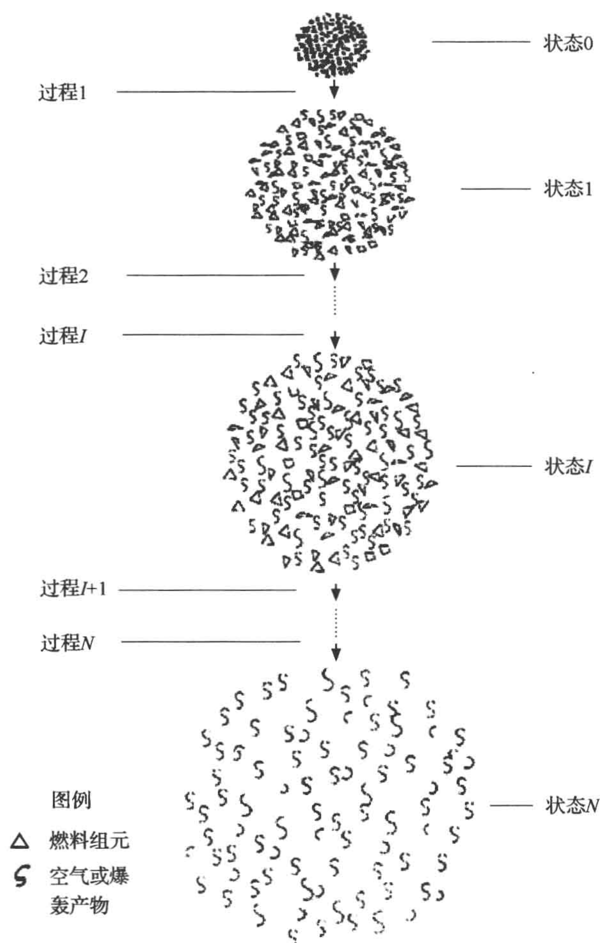


图 4-1 多组元燃料混合物顺序分散爆轰物理过程

作如下假设：

(1) 爆轰波阵附近的流动为一维流动，爆轰波由前沿冲击波和紧随其后的化学反应区构成，反应的终了断面为 C-J 面，且化学反应在此断面处达到平衡，满足 C-J 条件；

(2) 由于云雾爆轰反应区较宽，取三个控制面：0-0 为初始断面，2-2 为前沿冲击波面，H-H 为 C-J 断面；

(3) 燃料是在 2-2 断面之后添加进来的，对反应区能量的补充发生在 2-2 断面与 H-H 断面之间，且遵循感度梯度的原则顺序反应；感度较高的组元反应瞬间，感度较低组元的反应相对“滞止”；

(4) 由于云雾爆轰的压力为几兆帕量级，反应前后所有的气体按理想气体处理；

(5) 云雾爆轰前的燃料液滴或固体粉尘、爆轰后的凝聚相产物悬浮于气体介质，浓度较低时其体积相对于气体可以忽略，只计质量，不计体积；

(6) 由于所发生的云雾爆轰在空气中完成，不考虑由于摩擦产生的剪切力及热传导在边界上的热损失。

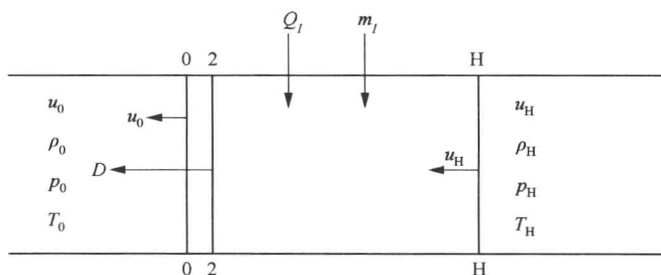


图 4-2　分散爆轰的一维模型

设 u_0、ρ_0、p_0、T_0、E_0、c_0、k_0 和 n_0 分别表示爆轰前原始反应物中气体质点的速度、密度、压力、温度、内能、声速、等熵指数和物质的量；f_I 表示反应物中的第 I 组元燃料与空气的质量比；u_H、ρ_H、p_H，T_H、E_H、c_H、k_H 和 n_H 分别表示爆轰反应末端局面上产物质点的速度、密度、压力、温度、内能、声速、等熵指数和物质的量；D 为前沿冲击波的速度；c_p、c_v 分别为定压比热容和定容比热容；E_I 表示燃料第 I 组元的内能；Q_I 为第 I 组元的爆热；m_I 为第 I 组元的质量；Ma 为马赫数。

为研究方便，假设初始条件 0-0 断面处的流动速度 $u_0=0$；并将波阵面以动坐标处理，即反应物以 D 的速度流入爆轰波阵面，而爆轰产物以 $D-u_H$ 的速度从爆轰波阵面流出。

由质量守恒定律可得

$$(1+f_I)\rho_0 D=\rho_H(D-u_H) \tag{4-1}$$

流入反应区的物质的动量为 $(1+f_I)\rho_0 D^2$；流出 H-H 断面物质的动量为 $\rho_H(D-u_H)^2$；由动量守恒定律，有

$$\rho_H(D-u_H)^2-(1+f_I)\rho_0 D^2=p_0-p_H \tag{4-2}$$

反应物中气相物质的能量为 $\rho_0 D\left(E_0+\frac{D^2}{2}\right)$；燃料组元 I 的能量为 $f_I\rho_0 D\left(E_I+\frac{D^2}{2}+Q_I\right)$；爆轰产物的能量为 $\rho_H(D-u_H)\left[E_H+\frac{(D-u_H)^2}{2}\right]$。根据能量守恒定律，系统能量的变化等于压力所做的功，那么

$$\rho_H(D-u_H)\left[E_H+\frac{(D-u_H)^2}{2}\right]-\rho_0 D\left(E_0+\frac{D^2}{2}\right)-f_I\rho_0 D\left(E_I+\frac{D^2}{2}+Q_I\right)=p_0 D-p_H(D-u_H) \tag{4-3}$$

由 C-J 条件可得

$$c_H+u_H=D \tag{4-4}$$

反应前后的气体符合理想气体状态方程

$$\begin{cases}p_0=n_0\rho_0 RT\\ p_H=n_H\rho_H RT\end{cases} \tag{4-5}$$

理想气体的等熵方程为

$$p\rho^{-k}=A(s) \tag{4-6}$$

式中，$A(s)$ 为与熵有关的常数；$k=c_p/c_v$ 为等熵指数；c_p 为定压比热容；c_v 为定容比热容。

式(4-6)可化为

$$p = A(s)\rho^k \tag{4-7}$$

结合声速的定义：$c^2 = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_s$（$s$ 表示等熵过程），对式(4-7)求导得

$$c^2 = kA(s)\rho^{k-1} \tag{4-8}$$

考虑式(4-6)和式(4-8)，有

$$c^2 = k\frac{p}{\rho} = kRT \tag{4-9}$$

理想气体的内能 $E = c_v T$，而 $c_p - c_v = R$，则

$$E = \frac{RT}{k-1} = \frac{p}{(k-1)\rho} = \frac{c^2}{k(k-1)} \tag{4-10}$$

由此可得

$$p = \frac{1}{k}\rho c^2 \tag{4-11}$$

由于式(4-3)中的内能 E_I 相对于高温气相的内能小得多，予以忽略，并将式(4-2)的C-J条件代入，可得

$$p_0 D + \frac{p_H D}{k_0 - 1} + \frac{\rho_0 D^3}{2} + f_I \rho_0 D\left(Q_I + \frac{D^2}{2}\right) = p_H c_H + \frac{p_H \rho_H}{k_H - 1} + \frac{\rho_H c_H^3}{2} \tag{4-12}$$

将式(4-11)代入，得

$$\frac{\rho_0 D c_0^2}{k_0} + \frac{\rho_0 D c_0^2}{k_0(k_0 - 1)} + \frac{\rho_0 D^3}{2} + f_I \rho_0 D\left(Q_I + \frac{D^2}{2}\right) = \frac{\rho_H c_H^3}{k_H} + \frac{\rho_H c_H^3}{k_H(k_H - 1)} + \frac{\rho_H c_H^3}{2} \tag{4-13}$$

整理得到

$$\frac{\rho_0 D c_0^2}{k_0 - 1} + \frac{\rho_0 D^3}{2} + f_I \rho_0 D\left(Q_I + \frac{D^2}{2}\right) = \frac{\rho_H c_H^3}{k_H - 1} + \frac{\rho_H c_H^3}{2} \tag{4-14}$$

将式(4-1)和式(4-2)以 ρ、c、D 表示，则

$$(1 + f_I)\rho_0 D = \rho_H c_H \tag{4-15}$$

$$(1 + f_I)\rho_0 D^2 + \frac{\rho_0 c_0^2}{k_0} = \rho_H c_H^2 + \frac{\rho_H c_H^2}{k_H} \tag{4-16}$$

以式(4-16)除以式(4-15)得

$$D + \frac{c_0^2}{(1 + f_I)k_0 D} = \frac{k_H + 1}{k_H} c_H \tag{4-17}$$

将马赫数定义 $Ma = D/c_0$ 代入式(4-17)，可得

$$\frac{c_H}{c_0} = \frac{k_H Ma}{k_H + 1}\left[1 + \frac{1}{(1 + f_I)k_0 Ma^2}\right] \tag{4-18}$$

由式(4-15)可得

$$\frac{\rho_H}{\rho_0} = (1 + f_I)\frac{D}{c_H} = (1 + f_I)\frac{D}{c_0}\frac{c_0}{c_H} \tag{4-19}$$

将式(4-18)及马赫数定义代入，可得

$$\frac{\rho_H}{\rho_0} = \frac{(1 + f_I)(k_H + 1)}{k_H}\left[1 + \frac{1}{(1 + f_I)k_0 Ma^2}\right]^{-1} \tag{4-20}$$

由式(4-11)可得

$$\frac{p_{\mathrm{H}}}{p_0} = \frac{k_0}{k_{\mathrm{H}}} \cdot \frac{\rho_{\mathrm{H}}}{\rho_0} \cdot \left(\frac{c_{\mathrm{H}}}{c_0}\right)^2 \tag{4-21}$$

将式(4-18)和式(4-20)代入，得

$$\frac{p_{\mathrm{H}}}{p_0} = \frac{(1+f_I)k_0Ma^2}{k_{\mathrm{H}}+1}\left[1+\frac{1}{(1+f_I)k_0Ma^2}\right] \tag{4-22}$$

由式(4-5)的理想气体状态方程，有

$$\frac{T_{\mathrm{H}}}{T_0} = \frac{n_0}{n_{\mathrm{H}}} \cdot \frac{p_{\mathrm{H}}}{p_0} \cdot \frac{\rho_0}{\rho_{\mathrm{H}}} \tag{4-23}$$

将式(4-20)和式(4-22)代入，可得

$$\frac{T_{\mathrm{H}}}{T_0} = \frac{n_0k_0k_{\mathrm{H}}Ma^2}{n_{\mathrm{H}}(k_{\mathrm{H}}+1)^2}\left[1+\frac{1}{1+(1+f_I)k_0Ma^2}\right]^2 \tag{4-24}$$

由马赫数定义，式(4-14)可化为

$$\frac{Ma}{k_{\mathrm{H}}-1}+\frac{Ma^3}{2}+f_IMa\left(\frac{Q_I}{c_0^2}+\frac{Ma^2}{2}\right) = \frac{k_{\mathrm{H}}+1}{2(k_{\mathrm{H}}-1)} \cdot \frac{\rho_{\mathrm{H}}}{\rho_0} \cdot \left(\frac{c_{\mathrm{H}}}{c_0}\right)^3 \tag{4-25}$$

将式(4-18)和式(4-20)代入得

$$(1+f_I)Ma^4+2(k_{\mathrm{H}}^2-1)\left[\frac{k_0-k_{\mathrm{H}}^2}{k_0(k_0-1)(k_{\mathrm{H}}^2-1)}-\frac{f_IQ_I}{c_0^2}\right]Ma^2+\frac{k_{\mathrm{H}}^2}{(1+f_I)k_0} = 0 \tag{4-26}$$

令

$$A = 1+f_I,\quad B = 2(k_{\mathrm{H}}^2-1)\left[\frac{k_0-k_{\mathrm{H}}^2}{k_0(k_0-1)(k_{\mathrm{H}}^2-1)}-\frac{f_IQ_I}{c_0^2}\right],\quad C = \frac{k_{\mathrm{H}}^2}{(1+f_I)k_0}$$

则式(4-26)化为

$$AMa^4+BMa^2+C = 0 \tag{4-27}$$

解之可得

$$Ma^2 = \frac{-B}{2A} \pm \frac{\sqrt{B^2-4AC}}{2A} \tag{4-28}$$

由于稳定爆轰时 $Ma>1$，且当 $C<1$ 时，$\frac{-B}{2A}-\frac{\sqrt{B^2-4AC}}{2A}$ 很小，因此取

$$Ma^2 = \frac{-B}{2A} + \frac{\sqrt{B^2-4AC}}{2A} \tag{4-29}$$

这样通过爆轰产物的成分和各组分量的确定，可以得到组分的爆热 Q_I 和爆轰产物的绝热指数 k_{H} 及马赫数 Ma。随着计算机性能的不断提高，关于复杂化学平衡组成的计算获得迅猛发展，理论计算方法主要根据化学平衡和质量守恒定律，由于爆温较高，爆炸反应很快，大多可忽略其动力学过程；可以计算在一定条件下爆炸产物的组成，还能计算它们在冷却过程中的变化情况，这些都可作为本模型中的借鉴。这样，通过式(4-18)、式(4-20)、式(4-22)和式(4-24)，可以确定 c_{H}、u_{H}、D、ρ_{H}、p_{H} 和 T_{H} 等参数。

3. 分散爆轰理论的验证

由于高能炸药的爆轰反应非常迅速，爆轰过程可作为瞬态爆轰处理，即使是高能混合炸药，其爆轰过程也非常接近于等容过程，环境中的氧气不参与爆轰反应区的反应。对于

本书基于分散爆轰原理所设计的试验装置，爆轰反应的时间很长，爆轰的范围很大，此时燃料微粒已被周围大量的空气所包围，具备了空气中的氧气参与燃料爆轰反应的基本条件，下面对空气是否参加了反应进行验证。

在有约束试验系统条件下，针对试验装置在不同气体环境下进行了爆轰试验，气体分别选用氩气(Ar)、空气(air)和氧气(O_2)。分析认为，由于氩气是惰性气体，不具有参与燃料爆轰反应的可能，对应条件的爆轰过程是燃料系统自身完成的，可以认为对应的爆轰释能为燃料自身完成爆轰所能放出的最大能量，将其试验结果与对应的空气、氧气条件下的试验结果比较，即可确定燃料爆轰瞬间其微粒周围氧气分子的反应行为，从而确定分散爆轰过程是否具有反应特性。

1) 试验条件

(1) 试验装置选用更具深度的负氧平衡值配方和中心装药比例较小(3.25%)的装置，以更好地区分试验弹在以上三种不同的爆炸气体环境中的爆轰效果；

(2) 三种气体都利用高压钢瓶内的气体通过配气系统充入 10 m^3爆炸罐，以消除气体环境初温的差异；

(3) 试验装置挂于爆炸罐的中央，利用壁面传感器测试壁面各位置的超压；

(4) 通过真空系统首先将爆炸罐抽至真空，然后充入所要求的气体至常压。

2) 试验结果与分析

试验装置在不同气体环境中进行了试验，壁面压力传感器测试结果见表 4-1 和图 4-3。

表 4-1　不同爆炸气体环境中试验装置爆轰超压

序号	传感器位置	壁面超压/MPa		
		氩气	空气	氧气
1	1.00 m	0.249	0.727	0.830
2	1.75 m	0.071	0.457	0.665

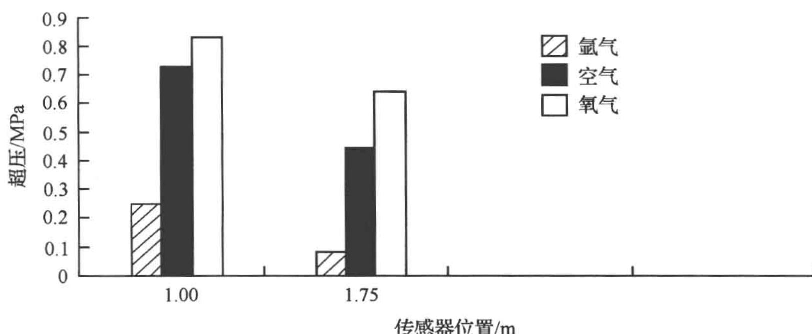


图 4-3　试验弹在不同气体环境中爆轰的超压比较

分析表 4-1 和图 4-3 的超压结果可知，在三种气体环境下，试验装置的爆轰威力按从大至小的排序为：氧气＞空气＞氩气。空气环境中的超压在 1.00 m 处为氩气的 3 倍左

右，在 1.75 m 处可达氩气的 6 倍以上。值得注意的是，试验装置在氩气环境下也发生了作用，且具有一定威力。说明在无氧条件下，试验装置依靠燃料系统自身所携带的氧也能维持部分燃料爆轰，对应的爆轰释能为燃料自身完成爆轰所能放出的最大能量，该能量是维持系统完成进一步分散爆轰的基础能源。

由于爆轰波在氧气、空气、氩气三种气体介质中传播的差异不大，由上述超压结果可以认为，试验装置在空气或氧气环境中爆轰的释能与惰性气体（氩气）环境相比有显著的提高，这是由于试验装置的燃料在分散爆轰的瞬间，其燃料微粒周围环境中的氧气参与爆轰反应发生了云雾爆轰的缘故。该爆轰过程具有明显的云雾分散爆轰特性。

4.1.2　分散爆轰状态场

1. 数值模型

对一次引爆型燃料和高能炸药的爆轰初始场描述如图 4-4 和图 4-5 所示[3]。计算域包含燃料云雾或高能炸药爆轰产物、空气和地面介质土等三种物质。

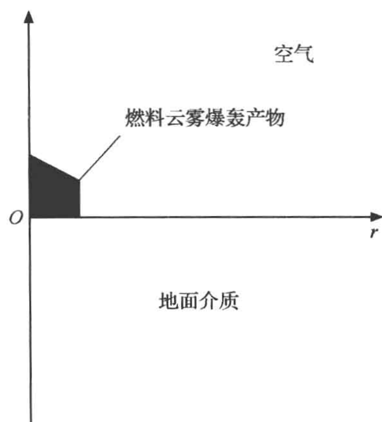


图 4-4　燃料空气炸药初始场

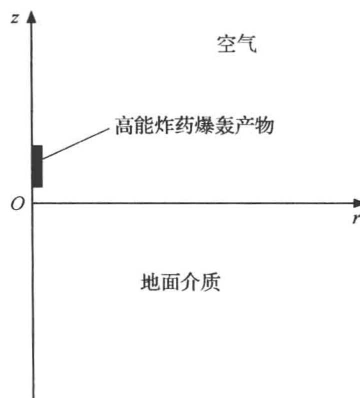


图 4-5　高能炸药初始场

1）边界条件处理

在边界网格以外增加一排虚网格来处理边界条件：z 轴为对称轴，采用固壁条件，其余三个边界为连续边界。

2）应力应变关系

对土采用理想弹塑性模型，应力应变关系为

$$S_{lk} = G\left(\varepsilon_{lk} - \frac{1}{3}\mu\delta_{lk}\right),\quad l,k = r,z,\theta \tag{4-30}$$

式中，$\delta_{l,k} = \begin{cases}1, & l = k \\ 0, & l \neq k\end{cases}$；$S_{lk}$ 为应力偏量；μ 为体积应变；G 为剪切模量。

采用屈服准则[4]

$$f = \frac{1}{2}S_{ij}S_{ij} - (\alpha_0 + \alpha_1 p + \alpha_2 p^2) \tag{4-31}$$

式中，α_0、α_1、α_2为常数；p 为压力；S_{ij}为偏应力。

3）状态方程

在爆炸场的数值分析中，高能炸药的爆轰产物的压力波动范围很大，从几十万个大气压到低于一个大气压，很难找到一个适合所有范围的状态方程。JWL 状态方程能精确描述凝聚炸药圆桶试验过程，且具有明确的物理意义，本书对高能炸药的爆轰产物采用 JWL 状态方程。

JWL 状态方程[5]的一般形式为

$$p_s = A\exp(-R_1V) + B\exp(-R_2V) + CV^{-(w+1)} \tag{4-32}$$

$$E_s = \frac{A}{R_1}\exp(-R_1V) + \frac{B}{R_2}\exp(-R_2V) + \frac{C}{wV^w} \tag{4-33}$$

式中，p_s为压力；E_s为爆轰产物的内能；V 为爆轰产物的相对体积（即爆轰产物体积与初始体积之比 V/V_0）；下标 s 为等熵过程；A、B、C、D、R_1、R_2、w 为待定常数，对于 TNT 的爆炸场，取 $A=373.77$ GPa，$B=3.747$ GPa，$C=0.736$ GPa，$R_1=4.15$、$R_2=0.9$，$w=0.9$。

对于空气，近似采用理想气体状态方程。

$$p = (\gamma - 1)\rho e \tag{4-34}$$

式中，γ 为多方指数；ρ 为密度；e 为比内能。

对于燃料云雾爆轰产物，由于爆轰压力比较低，可以近似采用理想气体状态方程[6,7]。对于土，其压力 p 和体积应变 ε_v^p的关系为[4]

$$p = 8.626 \times 10^5 \mathrm{e}^{18.9\varepsilon_v^p} \tag{4-35}$$

2. 初始条件

由于一次引爆型云爆武器中的燃料是边分散边爆轰，因此没有明确的分散和爆轰开始的分界线。在本例中的装药条件下，一般认为分散爆轰在 1～2 ms，因此取 7 ms 时刻的产物范围作为分散爆轰结束时爆轰产物的范围。经过测量，图 4-6 给出了云雾爆轰产物的初始尺寸。

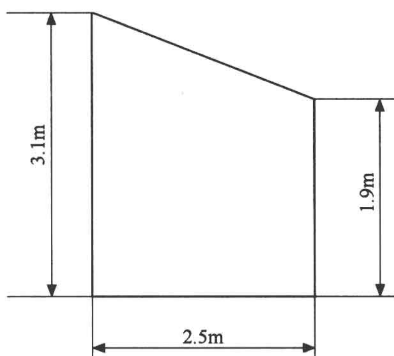


图 4-6　燃料云雾爆轰初始计算尺寸

假设燃料云雾爆轰产物均匀分布，则经计算得到初始宏观密度 ρ 为 1.426 kg/m^3；将试验测试中得到的距中心 1 m 处（分散爆轰范围内）的压力作为燃料云雾爆轰产物的初始压力 P，取为 3.313 MPa；燃料云雾爆轰产物的多方指数 γ 取为 1.3；初始比内能 e 由状态方程解得，取为 7.74 kJ/kg。

3. 数值结果

图 4-7 和图 4-8 分别给出了云爆燃料与高能炸药 TNT 形成的爆炸场中固定点处压力曲线，测试点距地面高度为 1.0 m。

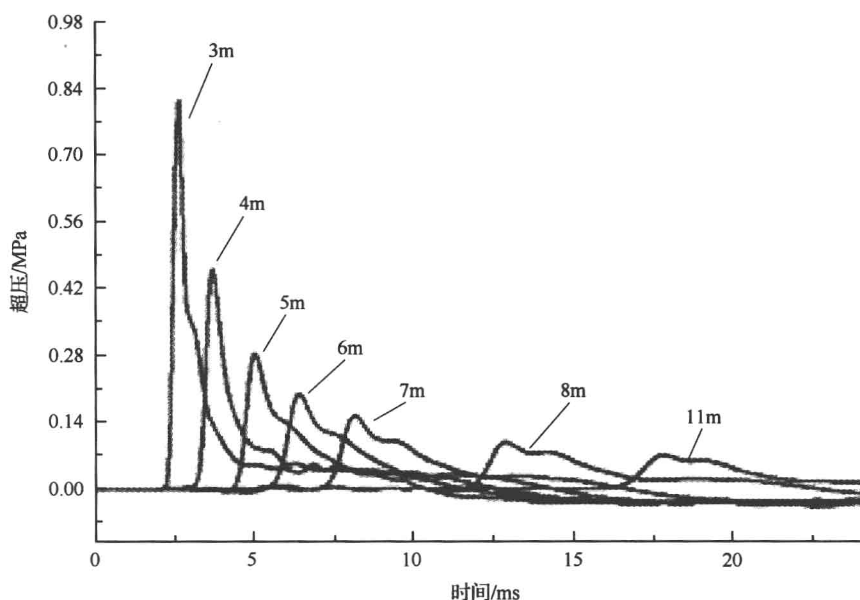


图 4-7　燃料空气炸药爆炸空气冲击波

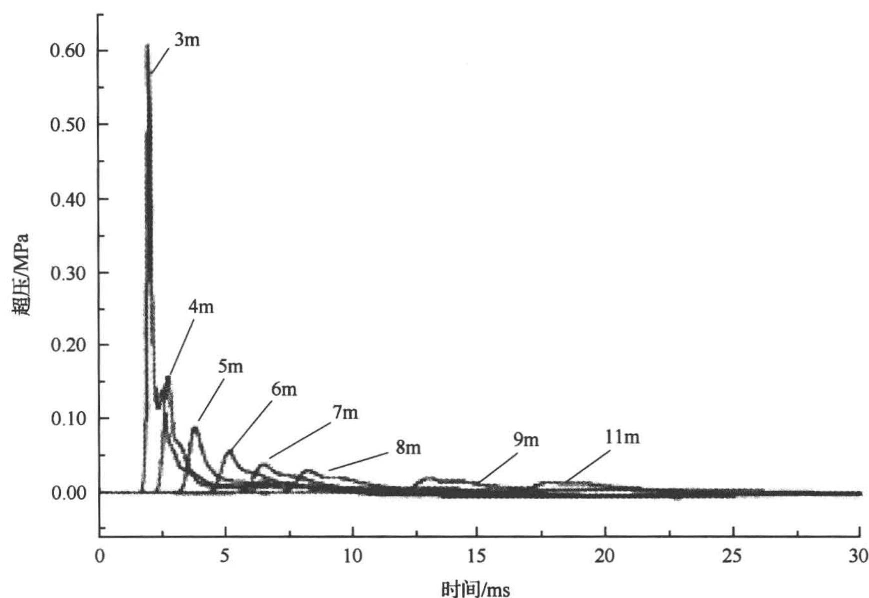


图 4-8　高能炸药爆炸空气冲击波

比较图 4-7 和图 4-8 可以看出：云爆燃料的爆炸空气冲击波作用时间明显长于高能炸药；云爆燃料的爆炸空气冲击波峰值压力随距离衰减较慢。

图 4-9 给出了云爆燃料与高能炸药产生的空气冲击波峰值压力随距离的衰减情况。可以看出，高能炸药的爆轰压力很高，但空气冲击波衰减的很快；而云爆燃料虽然爆轰压力比较小，但由于本身爆源体积大，空气冲击波衰减较慢。大约在距爆心 3 m 处，高能炸药与云爆燃料产生的空气冲击波超压相当，当距离大于 3 m 后，云爆燃料的优势越来越明显，

在 5 m 处，云爆燃料的爆炸空气冲击波压力是高能炸药的 3 倍左右；在 11 m 处，云爆燃料的爆炸空气冲击波压力是高能炸药的 5 倍多。云爆燃料的爆炸具有明显的云雾爆轰特征。

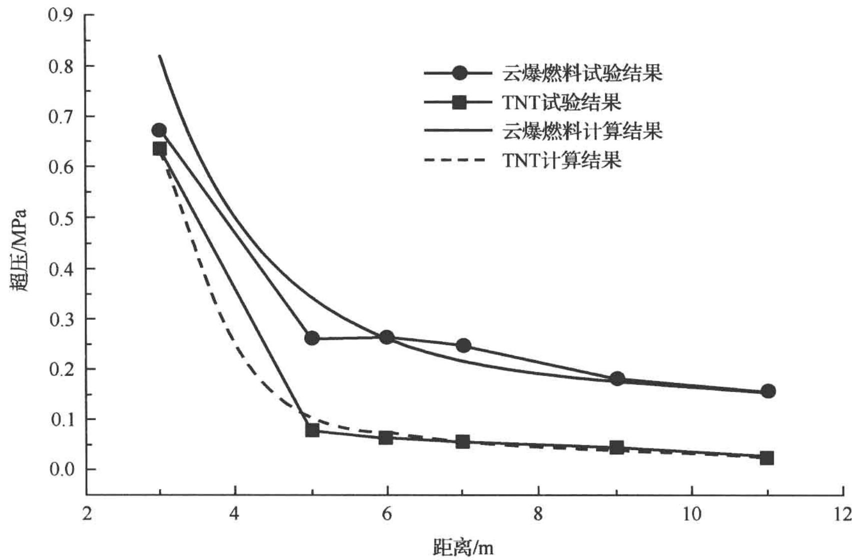


图 4-9　云爆燃料与高能炸药爆炸空气冲击波峰值超压随距离衰减图

4.2　“什米尔-2”云爆燃料

“什米尔-2”单兵云爆弹[8]是苏联图拉设计院研制的一次引爆型云爆弹，装填“什米尔-2”云爆燃料 2.1 kg。中心装药为钝黑铝（A-Ⅻ-Ⅱ），压药密度 1.68～1.75 g/cm³，中心分散装药比例为 10%。

4.2.1　燃料配方

俄罗斯“什米尔-2”云爆燃料配方：镁粉/硝酸异丙酯＝46/54。镁粉和硝酸异丙酯的性能见表 4-2[9]。

表 4-2　镁粉和硝酸异丙酯的性能

名称	镁	硝酸异丙酯
化学式	Mg	$C_3H_7NO_3$
相对原子质量	24.305	105.1
熔点/℃	651	—
沸点/℃	1107	101～102
相对密度（水＝1）	1.74	1.04
饱和蒸气压/kPa	0.13（621℃）	—
燃烧热/（kJ/mol）	609.7	—
闪点/℃	—	12
引燃温度/℃	550	—

续表

名称	镁	硝酸异丙酯
爆炸上限	—	100%(体积分数)
爆炸下限	44～59 mg/m³	2%(体积分数)
溶解性	不溶于水、碱液,溶于酸	不溶于水
避免接触的条件	空气、潮湿空气	—
禁配物	酸类、酰基氯、卤素、强氧化剂、氯代烃、水、氧、空气	强还原剂、强酸、活性金属粉末

4.2.2　燃料主要原材料指标

1. 镁粉指标

俄标准 ГОСТ 6001—79《镁粉技术条件》规定了用做云爆组分的镁粉要求,如表 4-3～表 4-6 所示。

表 4-3　俄镁粉化学成分和假密度

<table>
<tr><th rowspan="3">牌号</th><th rowspan="3">假密度/(g/cm³)</th><th colspan="4">化学成分/%</th></tr>
<tr><th rowspan="2">活性镁</th><th colspan="2">杂质含量</th><th rowspan="2">含水量</th></tr>
<tr><th>Fe</th><th>Cl</th></tr>
<tr><td>MΠΦ-1</td><td>0.36～0.47</td><td rowspan="6">≥99</td><td rowspan="6">≤0.05</td><td rowspan="6">≤0.005</td><td rowspan="6">≤0.1</td></tr>
<tr><td>MΠΦ-2</td><td>0.38～0.45</td></tr>
<tr><td>MΠΦ-3</td><td>0.40～0.45</td></tr>
<tr><td>MΠΦ-4</td><td>0.45～0.49</td></tr>
<tr><td>M ΠΠ-1</td><td>未规定</td></tr>
<tr><td>M ΠΠ-2</td><td>未规定</td></tr>
</table>

表 4-4　俄镁粉粒度组成(1)

<table>
<tr><th rowspan="2">粒级(网号)范围</th><th colspan="4">质量比例/%</th></tr>
<tr><th>MΠΦ-1</th><th>MΠΦ-2</th><th>MΠΦ-3</th><th>MΠΦ-4</th></tr>
<tr><td>+05</td><td>≤0.3</td><td rowspan="2">≤0.3</td><td rowspan="3">≤0.3</td><td rowspan="5">≤0.3</td></tr>
<tr><td>−05+045</td><td>≤2</td></tr>
<tr><td>−045+025</td><td>/</td><td>4～8</td></tr>
<tr><td>−025+018</td><td rowspan="8">≤8</td><td>43～36</td><td>2～6</td></tr>
<tr><td>−018+016</td><td rowspan="2">25～40</td><td rowspan="3">38～58</td></tr>
<tr><td>−016+014</td><td rowspan="3">5～10</td></tr>
<tr><td>−014+0125</td><td rowspan="5">7～12</td></tr>
<tr><td>−0125+01</td><td>25～50</td></tr>
<tr><td>−01+008</td><td rowspan="3">8～12</td><td>18～48</td></tr>
<tr><td>−008+0056</td><td>25～50</td></tr>
<tr><td>−0056</td><td>12～28</td></tr>
</table>

注:MΠΦ-1 至 MΠΦ-4 牌号的粒度逐渐变细。

表 4-5 俄镁粉粒度组成(2)

粒级(网号)范围	质量比例/%	
	MПП-1	MПП-2
+045	≤0.3	≤0.3
−045+025	≤10	≤3
−025+016	10～35	8～20
−016+01	30～55	35～50
−01+底	25～50	35～55

俄云爆燃料技术条件要求云爆燃料用镁粉为牌号 MПП-2 或 MПП-1,并允许部分或全部用表 4-6 所示镁粉混合代替。

表 4-6 俄镁粉牌号比例

镁粉牌号	质量分数/%
MПФ-1	5
MПФ-2	25
MПФ-3	30
MПФ-4	40

2. 硝酸异丙酯指标

硝酸异丙酯的主要原材料指标[10]见表 4-7。

表 4-7 硝酸异丙酯的主要原材料指标

项 目 名 称	指 标
密度(15℃)/(g/cm³)	1.032～1.052
沸程:初馏点/℃	≥98
10%馏出物温度/℃	≥99
50%馏出物温度/℃	≥100.5
90%馏出物温度/℃	≤106
98%馏出物温度/℃	≤108
残渣与损失总量/%(体积分数)	≤2
水分/%(质量分数)	<0.040
亚硝酸酯/%(质量分数)	≤0.1
酸度,mgKOH/100 mL 样品	<0.7
机械杂质/%(质量分数)	≤0.01

4.2.3 燃料主要性能

俄罗斯“什米尔-2”云爆燃料的主要性能指标为[8]:

(1) 威力(爆炸后产生的超压)

距爆心 3 m 处:不小于 0.28 MPa;

距爆心 5 m 处:不小于 0.04 MPa;

90 m^3掩体内:0.04～0.8 MPa;

对有生目标杀伤范围:50m^2;

(2) 适用环境:温度−40～50 ℃,海拔≤3000 m;

(3) 贮存期限:9 年。

4.3　振动装填超压型固液混合云爆燃料

4.3.1　配方设计原则

一次引爆型云爆燃料以固液混合结构为设计基础,为提高燃料的能量密度,选择以金属粉末作为燃料的主体。金属粉要满足武器化性能要求,必须解决其难起爆、装填密度低、状态不稳定等问题,在金属粉颗粒间隙填充不可压缩的敏感液体,使燃料整体呈现固态,近似不可压缩,同时解决了金属粉堆积密度小、状态易受外力影响而改变、难以分散和起爆等缺陷,具有较好的稳定性,同时提高了燃料的装填密度和威力。

组分选择应满足以下条件:各组分应具有较高的能量密度和良好的分散爆轰性能;燃料应具有较高装填密度,从而提高武器的装填效率;制备和装填工艺简单,满足工业化生产要求;武器化性能良好,满足武器的各项性能要求。

4.3.2　配方优化设计

1. 组分性能的梯度设计

采用分散装药直接起爆法时,中心高能炸药爆轰以后,爆炸作用使周围固态混合燃料介质中的敏感组分发生爆轰,为钝感组分提供爆轰能量,在使其分散与空气混合的同时激发钝感组分实现爆轰。采用分散装药直接起爆法的关键是保证各级燃料在分散的同时能被顺序引爆,从而随着分散所形成燃料云雾的不断扩展,周围氧气不断参与反应。

固态燃料中的钝感组分从敏化组分爆轰中得到的激发能量取决于敏化组分在固液混合燃料中的细观尺度和含量,而敏化组分在固液混合燃料中的细观尺度与固体燃料颗粒的尺度以及敏化组分在固液混合燃料中的体积比有关。因此,钝感组分在敏化组分的爆炸作用下能否被激活,取决于感度梯度设计及其组分尺度和含量设计,同时依赖于弹体结构和中心分散装药结构的设计。

基于分散爆轰原理,一次引爆型固液混合燃料的配方是感度梯度、氧含量梯度、能量梯度的综合设计。根据分散爆轰原理对混合燃料的要求,一次引爆型固液混合燃料由高爆热值的金属粉、敏感组分和感度介于两者之间的过渡组分组成。这些组分在分散爆轰中能否发挥出应有的作用、怎样的比例才能取得较好的爆轰效果,需要较深入细致的研究工作。

2. 组分作用分析

1）敏感组分作用

根据分散爆轰原理，中心高能炸药爆轰后，其附近燃料中的敏感组分首先被引爆，为了使爆轰能在燃料初始体积内传播下去，敏感组分在混合燃料的细观结构内应该形成通路，这是敏感组分在混合燃料初始体积内实现爆轰自行传播的必要条件。敏感组分在混合燃料的细观结构内形成的通路宽度大于敏感组分的临界直径是自行传播爆轰的充分条件。燃料组分是均匀混合的，液态和固态组分在云雾中是随机分布的。如果敏感组分在混合燃料的细观结构内不能形成通路，敏感组分的爆轰在某一位置就可能中断。敏感组分不能形成通路意味着在燃料的细观结构上，敏感组分间隔有其他组分，这些间隔组分的感度相对较低。因此在这种情况下使敏感组分能自行传播爆轰，只能依靠殉爆。而依靠殉爆传播爆轰是不可靠的。燃料中的敏感组分不能全部爆轰，其他燃料组分就不可能均匀的被活化。因此，一次引爆型云爆燃料中的敏感组分必须有足够的比例。

2）感度过渡组分作用

在一次引爆型云爆燃料研究中，高能金属粉和敏感组分之间设计了一种中间感度液体组分，该组分带有少量氧，易于爆轰。它在云雾爆轰过程中的作用是承前启后。敏感组分爆轰后，在该组分的带动作用下，使高能金属粉实现爆轰。

3）金属粉作用

金属粉是燃料中含能最高的组分，是燃料威力的主要来源，其含量直接影响云雾的爆轰威力，选取金属粉品种要同时考虑燃料威力和武器化性能等因素。

3. 配方优化试验

燃料各组分需要具有较高的能量，各组分之间还应具有较好的感度、比例、尺寸、氧含量等匹配关系，同时具有良好的分散爆轰性能和武器化性能。

燃料中敏感组分从含能材料中选取，其爆轰过程为燃料整体爆轰的第一级反应，提供燃料系统爆轰的初始能量；过渡组分从成熟的液体燃料中选取，其感度和能量均居中，其作用是在爆轰过程中承前启后；高能金属粉应从能量、安全、价格、来源等方面来考虑。

参考“什米尔-2”10％的中心装药比例，按照表 4-8 进行各种方案试验研究，以试验得到的冲击波压力场结果作为评价指标，确定威力最大的燃料配方。

表 4-8　燃料配方选择试验方案

序号	R1	M3	M2	PO	E4	柴油	煤油	汽油	Mg FM5	Mg FM1	Al
1	—	+	—	—	+	—	—	—	—	—	+
2	—	+	—	—	+	—	—	—	+	—	—
3	—	—	+	—	—	—	—	—	+	—	—
4	—	+	—	—	—	—	—	—	—	—	+
5	—	+	—	—	—	+	—	—	—	—	+

续表

序号	R1	M3	M2	PO	E4	柴油	煤油	汽油	Mg FM5	Mg FM1	Al
6	—	+	—	—	—	—	+	—	—	—	+
7	—	+	—	—	—	—	—	+	—	—	+
8	+	+	—	—	—	—	—	—	—	—	+
9	+	+	—	—	+	—	—	—	—	—	+
10	+	+	—	+	—	—	—	—	—	—	+
11	—	+	—	—	+	—	—	—	—	+	—
12	—	+	—	—	—	—	—	—	—	+	—
13	—	+	—	—	—	+	—	—	—	+	—
14	+	+	—	—	—	—	—	—	—	+	—
15	+	+	—	+	—	—	—	—	—	+	—

注："＋"表示选择该组分。

最终得到的固态燃料配方为：Al/M3/R1/E4＝40/30/20/10，燃料整体呈宏观固态、微观固液混合态，采用振动装药工艺，组分均匀、状态稳定，称为 B-I-1 振动装填超压型固液混合云爆燃料，简称为 B-I-1 云爆燃料。

4.3.3 B-I-1 云爆燃料主要性能

B-I-1 云爆燃料的主要性能见表 4-9。采用相同的试验条件测定等质量 B-I-1 云爆燃料和"什米尔-2"云爆燃料的威力性能，试验结果见图 4-10。

表 4-9　B-I-1 云爆燃料主要性能

性能	理化性能									
饱和蒸气压	温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
	p/atm	—	—	—	0.026	0.045	0.062	0.126	0.194	0.308
体积膨胀率	温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
	ν	0.970	0.977	0.985	0.992	1	1.008	1.017	1.026	1.035
化学稳定性	优于"什米尔-2"云爆燃料和环氧丙烷									
组分相容性	组分相容性良好									
接触相容性	与铝、铬、硅橡胶、聚四氟乙烯等相容性较好									
长贮寿命预测	安全贮存寿命 82.99 年									
运输性能	运输性能良好									
高温适应性	在高温(60℃)环境下爆轰性能没有明显变化，高温性能良好									
低温适应性	在低温(−60℃)环境下爆轰性能没有明显降低，低温性能良好									

续表

性能		理化性能
安全性能	摩擦感度/%	8
	撞击感度/%	24
	枪击感度/%	0
	静电感度	静电钝感
	发射安全性	至少可以承受 820 MPa 的冲击压力
	模拟高过载发射	承受 17 800 g 没有发生膛炸
	旋转安全性	在最大转速 16 000 r/min 以内，云爆燃料旋转前后的密度变化小于 5%

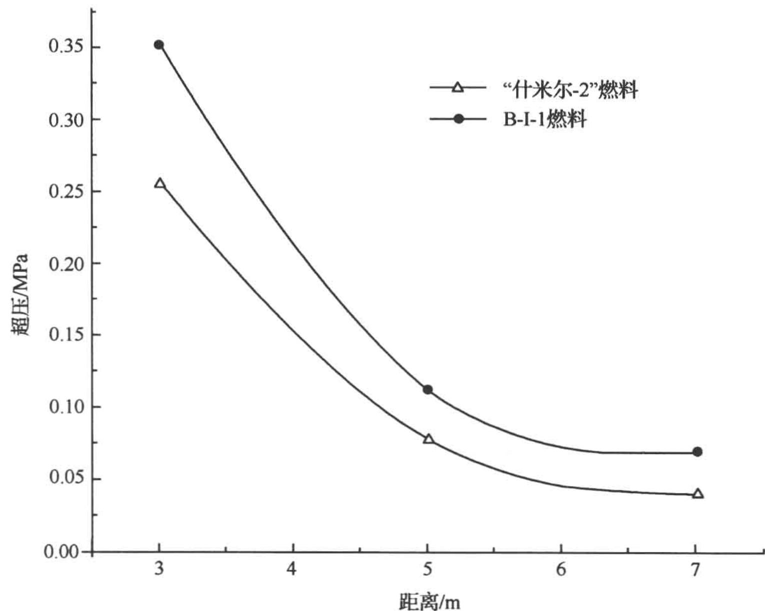


图 4-10　B-I-1 云爆燃料与"什米尔-2"云爆燃料压力场图

由图 4-10 可以看出，B-I-1 云爆燃料超压在 3 m 处比"什米尔-2"云爆燃料提高 37%，在 5 m 处比"什米尔-2"云爆燃料提高 43%，在 7 m 处比"什米尔-2"云爆燃料提高 73%，平均提高 51.1%，B-I-1 云爆燃料爆轰威力与"什米尔-2"云爆燃料相比具有明显优势。

4.4　压力装填超压型固液混合云爆燃料

在相同质量和试验条件下，B-I-1 云爆燃料的爆轰峰值超压比俄罗斯的"什米尔-2"云爆燃料平均提高约 50%，其能量特性达到了国际先进水平。2003 年，B-I-1 云爆燃料配方和生产工艺转入工厂化规模生产，各项武器化性能均达到了合同指标的要求。在工厂生产和武器使用过程中，发现几个问题：一是 B-I-1 云爆燃料配方中有 10%的常温易挥发的组分，对厂房的温度控制系统和通风系统提出了较高的要求，既增加了工厂的生产成本，

又给生产质量控制增加了难度；二是 B-I-1 云爆燃料经过长时间运输，会因产生固液分层而导致一定质量偏心，对导弹等精密装药武器产生一定影响，而产生固液分层的主要原因是装药状态不稳定，且固液组分配比不尽合理，在运输等长时间振动情况下发生质量偏心。

4.4.1 配方设计原则

要解决上述问题，必须以 B-I-1 云爆燃料的配方为基础，以提高云爆燃料的装药稳定性和爆轰威力为目标，去掉易挥发组分，调整固相比例，消除液体组分过饱和的可能性，优化药剂组分和配比。

4.4.2 配方优化设计

要彻底解决 B-I-1 云爆燃料的挥发性，必须分析易挥发组分变化对云爆燃料的物理状态、爆轰威力和武器化性能的影响。

1. 组分变化对云爆燃料物理稳定性的影响

为提高云爆燃料的能量密度，B-I-1 云爆燃料选择以铝粉作为药剂的主体，在铝粉颗粒间隙填充不可压缩的液体组分，使燃料整体呈现固态，近似不可压缩，同时克服了金属粉堆积密度小、状态易受外力影响改变、难以分散和起爆等缺陷，具有较好的稳定性，同时提高了燃料的装填密度和威力。如果去掉 E4 组分，由 M3 单独起填充铝粉颗粒间隙的作用，必然会提高云爆燃料的固液比例，从而减小因振动等因素引起云爆燃料状态变化的可能性。为确定合适的固液比例，进行了云爆燃料强振动试验，振动频率为(50±2) Hz，振动加速度为(5±1)g，振动时间为 48 h，试验结果见表 4-10。

表 4-10 不同固液比例云爆燃料的装药和振动试验结果

燃料名称	配比/%				液体的体积分数/%	振动试验结果
	Al	R1	M3	E4		
B-I-1	40	20	30	10	61.0	分层，液体析出 7%
改进 1#	40	20	40	0	57.7	分层，液体析出 5%
改进 2#	43	22	35	0	52.4	无分层现象
改进 3#	50	25	25	0	40.6	无分层现象

通过分析试验结果发现，B-I-1 和改进 1# 云爆燃料在振动条件下出现了液体过饱和析出的情况，说明强烈振动使云爆燃料固相间隙减小，液体被挤出，出现了液体过饱和析出的情况；而改进 2# 和改进 3# 云爆燃料的液体组分占云爆燃料的体积分数适当，在强烈振动条件下液体也能够完全填充在固相的间隙中，云爆燃料的状态均匀、稳定，没有出现分层的情况。

2. 配方变化对云爆燃料爆轰过程的影响

基于分散爆轰原理，一次引爆型云爆燃料的配方是感度梯度、氧含量梯度、能量梯度

的综合设计。根据分散爆轰原理对燃料的要求，一次引爆型云爆燃料组分由高爆热值的金属粉、敏化组分和感度介于两者之间的过渡组分组成。如果去掉 E4 组分、提高固液比例，也就是调整了过渡组分的成分和配比，必然会改变原有的感度梯度。要考核这些改变对云爆燃料爆轰过程的影响，参考 B-I-1 云爆燃料 10％的中心装药比例，将装填工艺从振动装药变为压力装药，进行各种方案、各种配比云爆燃料的静爆试验，试验方案和试验结果见表 4-11。测试结果表明，改进 2# 云爆燃料爆炸时的火球体积比 B-I-1 云爆燃料大 6％。三种燃料的冲击波峰值超压结果见图 4-11。

表 4-11　三种云爆燃料的静爆试验结果

燃料	配比/％				装药密度/(g/cm³)	火球直径/m	火球体积/m³
	Al	R1	M3	E4			
B-I-1 燃料	40	20	30	10	1.46	11.4	183.6
改进 2#	43	22	35	0	1.55	11.7	195.0
改进 3#	50	25	25	0	1.49	11.5	190.0

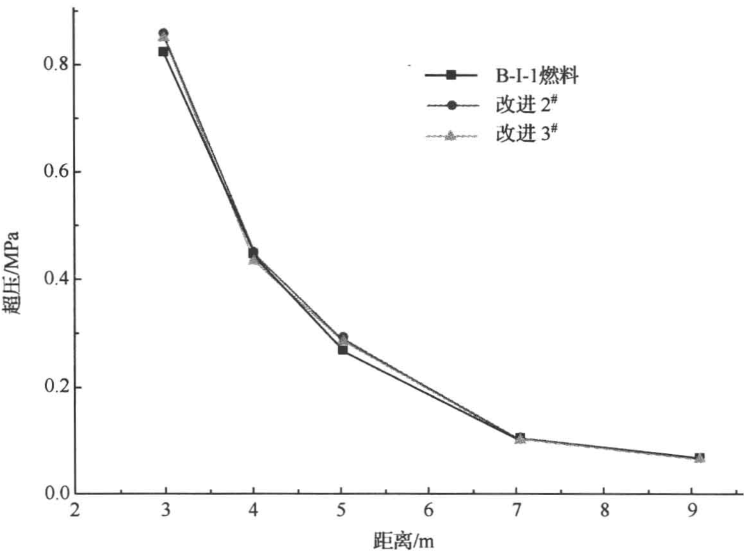


图 4-11　三种云爆燃料爆炸的峰值超压结果比较图

通过相同条件下的威力比较试验，最终确定 B-I-1 云爆燃料改进型的配方为 Al/M3/R1＝43/35/22，命名为 B-I-2 压力装填超压型固液混合云爆燃料，简称 B-I-2 云爆燃料。该云爆燃料整体呈宏观固态、微观固液混合态，采用压装工艺进行装药。

4.4.3　B-I-2 云爆燃料主要性能

B-I-2 云爆燃料的主要性能见表 4-12。采用相同的试验条件测定等质量 B-I-2 云爆燃料和“什米尔-2”云爆燃料的威力性能，结果见图 4-12。

表 4-12　B-I-2 云爆燃料主要性能

测试性能		理化性能								
饱和蒸气压		温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
		p/atm	—	—	—	0.019	0.034	0.058	0.095	0.151	0.231
体积膨胀率		温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
		ν	0.977	0.983	0.988	0.994	1.000	1.006	1.013	1.019	1.026
化学稳定性		优于“什米尔-2”云爆燃料和环氧丙烷									
组分相容性		组分相容性良好									
接触相容性		与铬镀层、硅橡胶、混炼胶、聚四氟乙烯、聚乙烯等的接触相容性较好									
长贮寿命预测		安全贮存寿命 82.99 年									
运输性能		运输性能良好									
高温适应性		在高温(60℃)环境下爆轰性能没有明显变化，高温性能良好									
低温适应性		在低温(−60℃)环境下爆轰性能没有明显降低，低温性能良好									
安全性能	摩擦感度/%	4									
	撞击感度/%	24									
	枪击感度/%	0									
	静电感度	静电钝感									

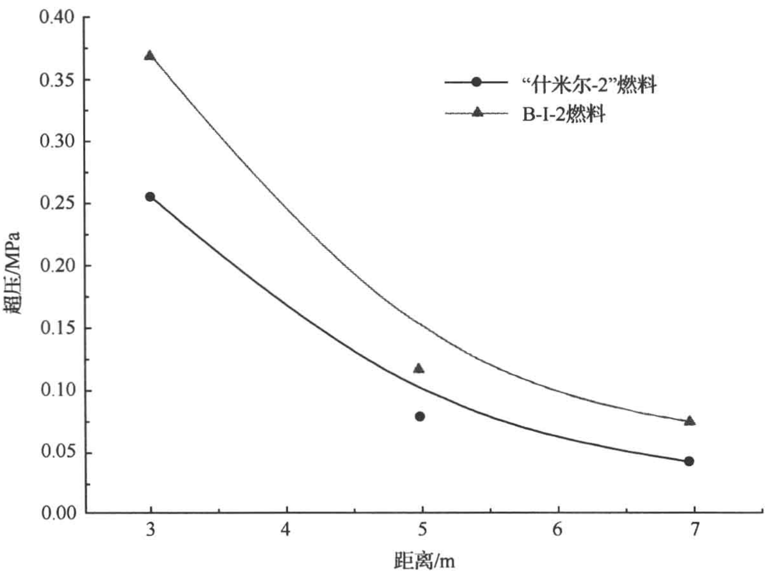


图 4-12　B-I-2 燃料与“什米尔-2”燃料爆轰峰值超压的比较图

结果表明:B-I-2 云爆燃料在 3～5 m 范围内峰值超压比“什米尔-2”云爆燃料平均提高 57.7%。

4.5 抗高过载型固液混合云爆燃料

为拓宽云爆燃料的武器应用平台，使云爆燃料应用于火炮等高发射过载的身管武器，研制了抗高发射过载型固液混合云爆燃料。

4.5.1 配方设计原则

一次引爆型抗高发射过载云爆燃料以固液混合结构为设计基础，在高过载、高旋转作用下药剂物理状态变化过程分析与模拟试验基础上，开展满足高过载和高旋转条件下安全性和稳定性要求的云爆威力最大的云爆燃料配方研究，同时药剂应具有良好的武器应用性能。

组分选择应满足以下条件：各组分应具有较高的能量密度和良好的分散爆轰性能；燃料应具有良好的武器化性能，满足高发射过载的安全性要求；制备和装填工艺简单，满足工业化生产要求。

4.5.2 高过载高旋转条件下燃料安全性分析

1. 高过载条件下燃料安全性分析

战斗部装药发射安全性研究包括两个方面的内容：一是研究药剂本身抗冲击载荷的能力，探求其发火时的临界应力；二是研究装填云爆燃料的战斗部在实际发射环境下的应力状态变化规律。研究重点是分析不同的药剂在发射时应力和应力加载率变化情况，探索各种因素对发射安全性的影响规律。

传统的过载安全性研究主要集中在战斗部整体惯性作用阶段，考核的目标主要是火药气体压力，即膛压。这种研究方法适用于战斗部内装填的药剂为固体炸药的情况，其物理状态与发射过载有关系，而与初始物理状态没有关系。在发射过程中固体炸药的物理状态是无变化的，因此可将其视为不可压缩介质（刚体），和战斗部结合在一起考虑整体惯性作用阶段，用以评定战斗部装药发射安全性。这种方法仅适用于装填炸药为固体炸药的情况，固液混合态的云爆燃料发射安全性需要深入分析。

由于本书研究的云爆燃料为固液混合态，在发射过程中呈现出与固体炸药不同的情形[11]：云爆燃料在发射时的物理状态不仅跟初始物理状态有关系，而且也跟发射旋转程度有关系。在低过载环境下，云爆燃料中的液体组分物理状态相对于其固体组分变化不大，发射安全性的问题不突出；但是在高过载的环境下，云爆燃料中的液体组分表现出了对剧烈的膛内运动的敏感性，具有了完全不同于固体炸药的运动模式，使得云爆燃料存在发射安全性隐患，这严重地制约着云爆燃料的应用与发展，因此研究固液混合云爆燃料的发射安全性特别是高过载环境下的发射安全性就显得尤为重要。

云爆战斗部的发射过程可分为应力波作用阶段和整体惯性作用阶段，在应力波作用阶段，应力和应力加载率成为影响药剂安全发射的主要因素。

在整个发射过程中，发射药处于高温、高压、高速与瞬变的化学反应环境下，膛内的物

理量随时间和空间的变化是十分剧烈的，这使得模拟战斗部装药实际发射过程的试验和直接分析炸药发射时的力学性质难以实现，而建立的偏微分方程组要直接得到解析解也是不可能的。现在，数值分析计算为研究发射过程中云爆燃料介质的应力状态提供了新手段。采用爆炸力学程序 ObjectMMIC 模拟云爆燃料发射时的压力场，分析云爆燃料发射时不同位置的应力和应力加载率随时间的变化规律以及改变云爆燃料组分和战斗部结构对应力的影响规律[12,13]，结果见图 4-13 和图 4-14，固液组分比为 3∶2 时燃料的最大应力和应力加载率分析结果见表 4-13。

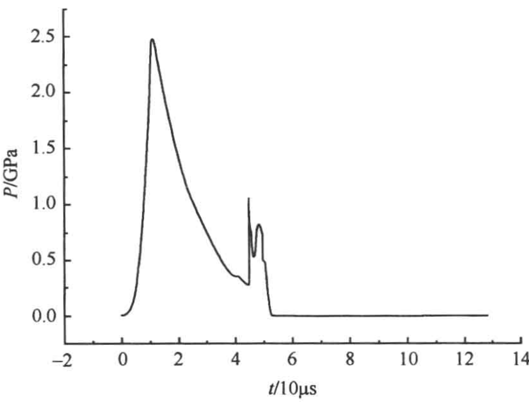


图 4-13　距弹底 5 mm 处应力波形

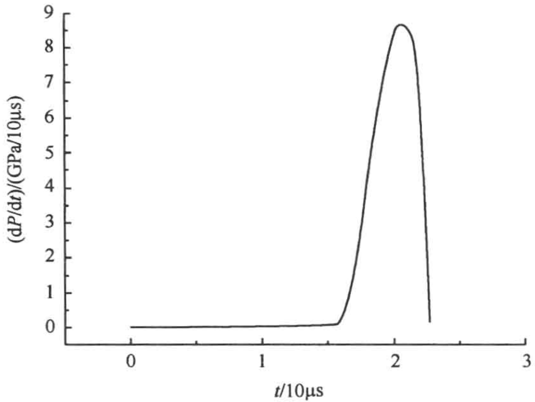


图 4-14　距弹底 5 mm 处应力加载率变化规律

表 4-13　固液组分比为 3∶2 时燃料的最大应力和应力加载率

序号	距离/mm	峰值应力 P_{max} /GPa		最大应力率 $\dot{P}_{max}$ /(GPa/10μs)	
		10 000 g	20 000 g	10 000 g	20 000 g
1	0	4.115 34	4.473 14	28.487 1	30.630 77
2	5	3.644 55	4.518 41	8.682 17	10.794 85
3	15	2.137 33	2.248 95	3.969 64	5.752 95
4	25	1.325 83	1.556 68	2.500 8	2.909 57
5	35	0.930 87	1.117 57	1.446 07	1.820 54
6	45	0.697 44	0.841 25	0.951 72	1.190 51
7	55	0.545 56	0.662 9	0.660 09	0.839 2
8	65	0.448 13	0.538 2	0.489 67	0.628 8
9	75	0.385 91	0.452 43	0.372	0.476 8
10	85	0.351 84	0.399 82	0.314	0.382

由表 4-13 可以看出：在云爆燃料内部同一点处，过载加速度为 20 000 g 时的应力峰值要大于过载加速度为 10 000 g 时的应力峰值。固液组分比为 6.5∶3.5 时，云爆燃料内部同一点处的应力峰值要相应地大于固液组分比为 3∶2 时的应力峰值，而组分比为 5∶5 时的应力峰值则相应地小于固液组分比为 3∶2 时的应力峰值。云爆燃料中固体组分比例的增加会使固液混合药剂密度和单位体积的能量相应增加，致使云爆燃料在发射时

所受的应力有所提高，这不利于药剂的发射安全性。这说明云爆燃料中固液组分比对云爆燃料发射时所受的应力有着重要的影响，选择最佳的固体组分配比非常重要。

云爆燃料中固液组分的配比对其在发射过程中所受的应力和应力加载率有着较大的影响。固体组分比例增加则云爆燃料所受的应力增加，此时由于液体组分的含量减小会造成云爆燃料所受的应力加载率减小，可见云爆燃料中固液组分配比的改变会使其发射时所受的应力和应力加载率具有相反的变化趋势，因此，为了提高药剂的发射安全性，就必须严格控制固液组分配比，并寻求最佳的固液组分配比。

2. 高旋转条件下燃料安全性分析

云爆战斗部发射时一方面沿着炮管轴线方向向前运动，另一方面又沿着膛线进行旋转运动。云爆燃料是固液混合态，由于液体组分在旋转运动时具有黏滞性，造成云爆燃料旋转角速度与战斗部壳体角速度不一致，这使得云爆战斗部角速度具有一定的特殊性和复杂性。研究云爆战斗部壳体与云爆燃料角速度之间的关系，有助于更好地掌握云爆战斗部的发射规律，优化云爆燃料配方。云爆战斗部壳体和云爆燃料角速度的变化曲线计算结果见图 4-15。

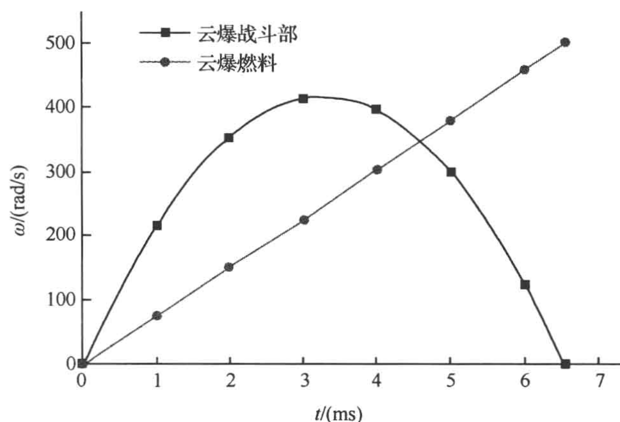


图 4-15　云爆战斗部壳体和云爆燃料角速度的变化曲线

通过对云爆战斗部壳体和云爆燃料角速度的分析计算可知：在炮膛内时，云爆战斗部壳体角速度始终大于云爆燃料的角速度；在出了炮口以后，云爆燃料的角速度才赶上并且超过战斗部壳体的角速度。

4.5.3　配方优化设计

分析 B-I-1 云爆燃料和 B-I-2 云爆燃料，其摩擦感度分别是 8%和 4%，撞击感度分别是 24%和 24%。为满足高过载和高旋转武器发射的要求，确保各种高过载和高旋转武器发射安全性，应去掉配方中的高能炸药组分，进行满足高过载要求的云爆燃料配方设计。

利用药剂标准装置和威力测试系统，对抗高过载燃料采用压装工艺，按照表 4-14 对各种方案进行试验研究，用试验测得的冲击波状态场和发射安全性作为评价指标确定药剂配方。通过相同条件下的性能比较试验，最终得到表 4-14 中方案 3 的综合性能最佳。

表 4-14　高过载云爆燃料配方试验方案和试验结果

组分		配比/%			
		方案 1	方案 2	方案 3	方案 4
Al		67	65	62	60
M3		33	35	38	40
压力场结果/MPa	3 m	0.27	0.31	0.35	0.36
	5 m	0.13	0.11	0.11	0.08
	7 m	0.07	0.08	0.07	0.04
模拟发射安全性	最大安全落高/mm	1500	1700	2000	1500
	承受应力/MPa	561	654	813	703

根据上述配方静爆试验和模拟发射安全性试验结果，确定具有良好的抗高过载性能和较好的威力、同时具有较好装药状态的新型抗高过载云爆燃料配方为 Al/M3=62/38，配方采用应力装填工艺，组分均匀，状态稳定，命名为 B-I-3 抗高过载型固液混合云爆燃料，简称 B-I-3 云爆燃料。

4.5.4　B-I-3 云爆燃料主要性能

B-I-3 云爆燃料的主要性能见表 4-15。采用相同的试验条件测定等质量 B-I-3 云爆燃料与 B-I-1 和 B-I-2 云爆燃料的威力性能结果见图 4-16。

表 4-15　B-I-3 云爆燃料武器化性能测试结果

测试性能		理化性能									
饱和蒸气压		温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
		p/atm	—	—	—	0.019	0.034	0.058	0.095	0.151	0.231
体积膨胀率		温度/℃	−20	−10	0	10	20	30	40	50	60
		ν	0.954	0.973	0.976	0.986	1.000	1.006	1.013	1.031	1.056
组分相容性		组分相容性良好									
接触相容性		与聚乙烯、乙丙橡胶的相容性良好									
长贮寿命预测		安全贮存寿命 70 年									
运输性能		运输性能良好									
高温适应性		在高温(60℃)环境下爆轰性能没有明显变化，高温性能良好									
低温适应性		在低温(−60℃)环境下爆轰性能没有明显降低，低温性能良好									
安全性能	摩擦感度/%	0									
	撞击感度/%	0									
	静电感度	静电钝感									
	发射安全性	至少可以承受 813 MPa 的冲击压力									

试验结果表明：相同试验条件下，B-I-3 云爆燃料在 3 m、5 m、7 m 处的峰值超压比 B-I-1云爆燃料分别降低 11.1%、10.6%和 8.4%，平均降低小于 10%。

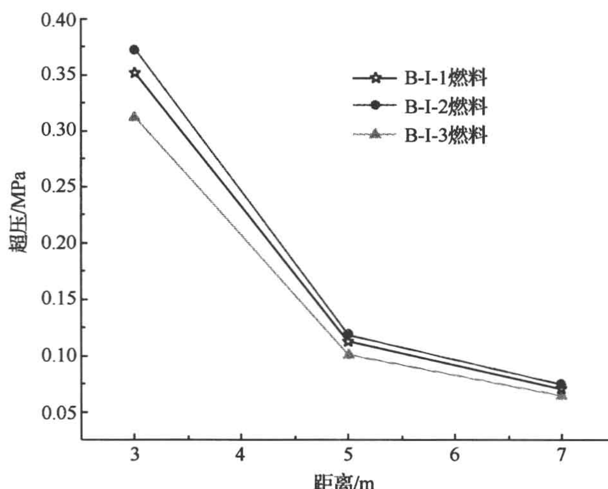


图 4-16　三种云爆燃料的静爆威力比较结果

4.6　温压型固液混合云爆燃料

温压型云爆燃料是温压战斗部的能量来源，直接影响武器的固有威力，高能量温压型云爆燃料的配方设计目标是实现高超压、长时间、高温度等指标。要实现温压型云爆燃料的高温度、高超压，温压型云爆燃料需以高能量密度的金属粉为主要能量组分，金属粉存在表观密度较低、起爆感度高、状态不稳定等缺点，解决方法是在固体金属粉中加入液体炸药，形成固液混合态温压型云爆燃料。

基于温压武器的分散爆炸特点，大药量温压武器作用范围更大、威力更高，更重要的是大药量温压武器具有巨大的心理威慑力，大装药量是温压武器的发展趋势，因此本书研究的温压型云爆燃料要适合大装药量温压武器平台。

4.6.1　配方设计原则

温压型云爆燃料要求的高超压、高温度、长时间等指标之间相互制约，提高某一指标可能会造成其他指标的下降，所有能量指标无法兼顾，因此温压型云爆燃料配方研究是多因素、多目标的系统优化设计过程，应根据配方组分的作用，针对使用要求，突出重点，兼顾一般。

基于温压型云爆燃料的分散爆轰过程，要求温压型云爆燃料的组分具有合适的感度梯度，设计温压型云爆燃料配方以低感度、高热值的金属粉末为能量主要来源，以高感度的炸药组分作为敏化剂，为保证反应需要的氧气量而加入一定量的氧化剂。根据温压型云爆燃料在大装药武器上的需求，确定具有自身稳定性、易实现压力及振动装填的膏状温压型云爆燃料配方设计遵循的基本原则如下[14]。

1. 能量要求

选取具有爆热高、反应时间长的组分，以提高温压型云爆燃料的温度效应；温压型云爆燃料应有较大的装填密度，从而提高武器的体积能量密度。

2. 抛散和起爆的要求

温压型云爆燃料应易于分散，即具有较小的黏度和表面能，有利于温压型云爆燃料的抛散和雾化；温压型云爆燃料应具有适当的临界起爆能。

3. 装药工艺的要求

针对大药量温压武器装药工艺的要求，温压型云爆燃料应该具有良好的流动性，制造工艺简单、安全性好，装药工艺简单，可以适应任何形状的弹体装药，必要时还可以用泵、喷射等方法装药，适合大型弹药（导弹、航弹）等。

4. 使用性能的要求

温压型云爆燃料应具有合适的感度范围，保证温压型云爆燃料在生产、使用过程中的安全；原料来源广泛，价格低廉。

在武器使用温度范围内，温压型云爆燃料物理化学性能的温度系数要小，使武器系统受温度的影响较小；温压型云爆燃料应具有良好的物理均匀性、稳定性和化学稳定性，在规定贮存期内不发生分解和聚合。

4.6.2　大装药量温压型云爆燃料的物理状态

1. 物理状态分析

要适应大药量温压武器的要求，温压型云爆燃料配方设计时不仅要考虑各项威力指标，还要把装药工艺的简单、快速和安全作为研究的前提，根据装药工艺确定药剂需要实现的物理状态。

按药剂在弹体内的存在状态，药剂可分为固态、液态和固液混合态三种。其中固态药剂具有装药密度高、状态稳定的优点，但固态药剂组分间作用力较强，爆炸会一次完成，而温压武器要实现分散爆炸，需要靠爆炸作用形成炸药微粒，并抛散炸药微粒，固态药剂很难达到这项要求；液态药剂的优点是容易雾化分散，但能量密度低，无法满足高威力温压武器对药剂的要求；而固液混合态药剂兼具固态和液态的优点，能量密度较高且分子间作用力较弱，符合温压武器的要求。

根据固液混合药剂中固体组分含量的不同，药剂又可分为宏观固态、膏体、药浆等。膏体和药浆的概念主要出现在推进剂和炸药中，膏体推进剂[15]是用少量的凝胶剂（或增稠剂）将液体组分稠化形成的具有一定结构的牙膏状悬浮推进剂。膏体推进剂分为由液体推进剂衍化而来的“Gel Propellants”[16]和由固体推进剂衍化而来的“Pasty Propellants”[17]两大类。药浆的概念出现在文献[18]中，主要研究固体颗粒浓度为 30%

左右的 HTPB/Al/AP 药剂的各项性能。其实膏体和药浆都是具有流动性的悬浮液,与药浆相比,膏体中固体含量更高、分散介质黏度更大、稳定性更好、流动性稍差,两者之间没有明显的界线。

基于膏体的稳定性、可塑性和流动性等特点,膏体可以采用泵送、振动浇注或压力装药等方法挤入壳体中,特别是振动浇注技术利用药剂的假塑性和振流性,破坏颗粒间的黏结力,使粗细粒子趋于最稳定的位置,小粒子有效填满大粒子的间隙,液相充满颗粒间的间隙,提高了药剂的装药密度,装药工艺简单、安全且高效,非常适合大药量温压武器的装药过程。

2. 稳定性分析

1) 温压型云爆燃料稳定性影响因素分析

影响温压型云爆燃料物理稳定性的主要因素有颗粒表面能、颗粒电位、颗粒间距、分散介质黏度、温度和外界加速度等,要获得稳定的温压型云爆燃料悬浮液,可以采取以下方法。

(1) 选择合适的铝粉品种。

应该选择颗粒尺寸小的铝粉品种,且片状铝粉优于球形铝粉。选择的理由包括:颗粒尺寸越小,表面积就越小,颗粒表面能就越低,悬浮液的热力学稳定性越高;颗粒尺寸越小,比表面积就越大,吸附的电荷和分散剂越多,静电位阻和空间越大,颗粒间斥力越大,药剂的动力学稳定性越高;颗粒尺寸越小,颗粒间的范德华引力越小,药剂的动力学稳定性越高。

(2) 调节药剂的 pH。

通常情况下,调整药剂的 pH、增加颗粒间的静电电荷,是提高药剂稳定性的有效方法,但是此方法不能用于提高温压型云爆燃料的稳定性。因为本书研究的温压型云爆燃料中使用的铝粉是两性金属,在酸性和碱性环境下都能发生化学反应,药剂 pH 的变化可能降低铝粉的活性、影响药剂威力,甚至可能引发安全事故。

(3) 增加药剂的黏度。

黏度是描述流体运动时流体内部阻力的物理量。温压型云爆燃料膏体是高黏度的非牛顿流体,表观黏度的主要影响因素有液体系统的黏度、固体颗粒填充体积分数、最大填充体积分数(由固体颗粒空隙率、粒径和粒度级配等决定)。

提高药剂黏度的方法是加入增黏剂(分散剂),增黏剂分为高分子化合物和超细无机化合物两类,高分子化合物通过化合物在液体介质中的溶解或溶胀实现增黏;超细无机化合物利用的是化合物巨大的比表面与液体介质之间的作用,这类增黏剂形成的分散体系往往具有触变或反常黏度。

2) 温压型云爆燃料物理稳定性试验研究

药剂的黏度是配方设计时可调节的、影响温压型云爆燃料物理稳定性的主要因素,也是进行温压型云爆燃料装药工艺研究必须掌握的参数。在温压型云爆燃料组分中加入增黏剂是提高温压型云爆燃料黏度、保证温压型云爆燃料膏体在静置和勤务处理条件下的物理稳定性的主要技术方法。

（1）增黏剂选择试验。

初步选择高分子化合物 BS 和超细无机化合物 SD 作为增黏剂的备选组分，采用增黏剂溶解试验，用增黏剂在液体炸药中的溶解性和黏度变化作为判据初步筛选增黏剂品种，增黏剂溶解试验结果见表 4-16。

表 4-16　增黏剂溶解试验结果

序号	液体炸药		增黏剂		试验结果
	M2	M4	BS	SD	
1	+	—	+	—	溶解性良好，液体黏度明显增加
2	+	—	—	+	不溶解，SD 悬浮在液体中
3	—	+	+	—	溶解性较差，BS 浮在液体表面
4	—	+	—	+	不溶解，SD 悬浮在液体中

注："+"表示选择该组分。

根据增黏剂溶解试验结果，高分子化合物 BS 的增黏效果最显著。因为高聚物分子 BS 是溶解后增加液体的黏度，且 BS 分子的极性较大，在铝粉的氧化铝表面层上吸附量较大，能够有效提高温压型云爆燃料的稳定性。而 SD 是靠悬浮在液体中、形成空间位阻来增加黏度的，其实质是增加药剂中颗粒的体积分数，对提高铝粉含量不利。因此选择溶解性良好、对混合液黏度变化有显著影响的高分子化合物 BS 作为温压型云爆燃料的增黏剂。

（2）增黏剂对温压型云爆燃料黏度影响试验。

试验目的是研究增黏剂 BS 含量和温压型云爆燃料中颗粒的体积分数等因素对黏度的影响规律，确定符合温压型云爆燃料物理稳定性要求的最佳 BS 含量。配制 BS 比例不同的温压型云爆燃料配方，以水作为参比液体，以 M2 作为液体组分、BS 为高分子增黏剂，利用 Ubbelohde 式毛细管黏度计测量其黏度。

BS 含量对温压型云爆燃料黏度的影响试验结果见图 4-17，铝粉体积变化对温压型云爆燃料黏度的影响试验结果见图 4-18。

由图 4-17 可知温压型云爆燃料的黏度随 BS 含量的增加而升高，当 BS 含量达到 15%以后，黏度增加速度逐渐降低，当黏度大于 20%时，肉眼可见白色不溶物，说明 20%左右是 BS 在药剂中的最大溶解度，达到最大黏度的 BS 含量是 15%～20%。

片状铝粉比球形铝粉的相对黏度更大，说明片状铝粉有更大的动力学运动阻力和颗粒间的摩擦作用。当铝粉的加入量小于临界体积分数时，铝粉颗粒间无相互作用，颗粒能充分分散；当其加入量大于临界体积分数时，体系中颗粒间开始接触受力，产生颗粒间的相互摩擦作用，黏度明显增加。

根据固液混合药剂的黏度[19]预估公式

$$\eta = \eta_0 \left(1 + \frac{K}{1/\phi - 1/\phi_m}\right) \tag{4-36}$$

经数据回归处理，得到了片状铝粉 U2 和球形铝粉 P4 的温压型云爆燃料黏度预估公式。

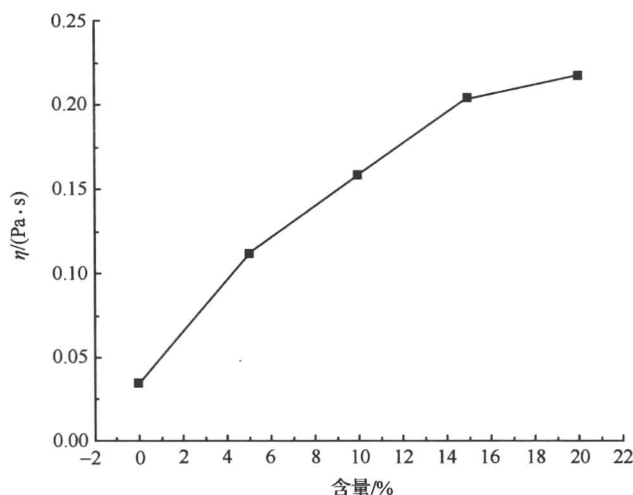


图 4-17　不同 BS 含量对温压型云爆燃料黏度的影响

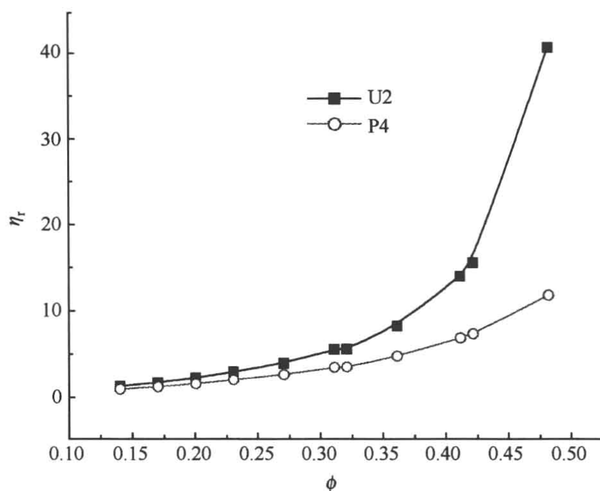


图 4-18　不同铝粉的温压型云爆燃料体积分数与相对黏度的关系

对片状铝粉 U2

$$\eta = \eta_0\left(1+\frac{6.47}{1/\phi-1.92}\right) \tag{4-37}$$

对球形铝粉 P4

$$\eta = \eta_0\left(1+\frac{5.38}{1/\phi-1.64}\right) \tag{4-38}$$

3）勤务处理条件下温压型云爆燃料的颗粒沉降研究

温压型云爆燃料中固体颗粒的沉降速度是衡量温压型云爆燃料稳定性的重要指标，下面用运输试验验证一定振动加速度下温压型云爆燃料的稳定性是否满足武器化的要求。

(1) 理论分析。

研究药剂中固体颗粒的沉降速度，不仅能全面认识体系的动力学稳定性，还可以为药剂的配方时间提供定量依据[20]。

悬浮液中，温压型云爆燃料颗粒受到的沉降力 F_1 表示为

$$F_1 = \frac{4}{3}\pi d^3(\rho - \rho_0)a \tag{4-39}$$

式中，ρ_0 为液相密度；d 为颗粒等效直径；ρ 为颗粒密度；a 为加速度。

由斯托克斯定律可知，颗粒受到的沉降阻力 F_2 表示为

$$F_2 = 6\pi\eta d v_0 \tag{4-40}$$

式中，η 为液相的动力黏度；v_0 为沉降速度。

假设颗粒稳定悬浮或匀速下降，有 $F_1 = F_2$，则

$$v_0 = \frac{2d^2(\rho - \rho_0)}{9\eta}a \tag{4-41}$$

对任意药浆，沉降速度 v_0 与固液相的密度差成正比，与液相黏度成反比，与颗粒等效直径的平方成正比。

根据式(4-39)～式(4-41)，计算温压型云爆燃料沉降速度见表 4-17。

(2) 试验研究。

参考 GJB349. 26—90《常规兵器定型试验方法——特种弹》中有关运输试验的要求，准备四发装填配方不同的温压型云爆弹，将装配好的弹体固定在军用运输车车厢中，在三级路面上行驶 500 km，运输时间为 30 h，振动加速度约为 2.5 g。运输试验后解剖弹体，测量温压型云爆燃料的沉降程度，试验方案和结果见表 4-17。

表 4-17　温压型云爆燃料运输试验后的物理稳定性结果

序号	铝粉品种	温压型云爆燃料配方	运输后药剂状态	平均沉降速度 /(mm/h)	计算沉降速度 /(mm/h)
1	U2	AL/KP/M2/BS=30/15/45/10	不沉降	—	0.002
2	U2	AL/KP/M2=40/20/40	液层高度 17 mm	0.57	0.77
3	P4	AL/KP/M2/BS=38/14/38/15	液层高度 11 mm	0.44	0.69
4	P4	AL/KP/M2/BS=38/14/43/5	液层高度 26 mm	0.86	1.22

由表 4-17 可以看出：加入增黏剂 BS 能够明显提高药剂的稳定性，含片状铝粉 U2 的配方稳定性好于含球形铝粉 P4 的配方，1# 配方的温压型固液混合云爆燃料的稳定性符合武器化要求。对含球形铝粉 P4 的配方，即使当 BS 含量达到饱和、药剂黏度最大时，其稳定性仍然无法满足武器运输的要求。

根据温压型云爆燃料黏度预估公式和沉降速度公式可以快速地预测温压型云爆燃料物理稳定性。对比运输条件下温压型云爆燃料沉降速度实测值和计算值，发现采用两种方法得到的组分变化与温压型云爆燃料沉降速度的影响规律是相同的，但沉降速度的数值有一定差距，原因是温压型云爆燃料沉降速度计算公式没有考虑空间位阻等因素对颗粒沉降速度的影响。

4.6.3　配方优化设计

温压型云爆燃料的分散爆炸过程要求固液混合温压型云爆燃料的组分具有合适的感度梯度，设计温压型云爆燃料配方以低感度、高热值的金属粉末为主要能量来源；以高感度的炸药组分作为敏化剂；为保证反应需要的氧气量而加入一定量的氧化剂；为保证膏状药剂的物理稳定性，增加药浆的黏度，需加入一定量的增黏剂。

1. 组分性能分析

1）高能金属

试验[21,22]表明高能金属燃烧剂能够提高药剂的能量，为了增大温压型云爆燃料的总能量，添加金属组分是必要的。元素周期表中可作为高能金属的有关性能参数[23]见表 4-18，单位质量各种元素与氧反应的燃烧热见图 4-19。由表 4-18 可以看出，Be 和 B 的能量密度最大，但 B 粒子不易点火，且固体氧化物不易扩散，其点火性能和热效应的发挥问题在固体推进剂中也没有得到完全解决；而 Be 粉有很强的毒性，且二者的耗氧量高于 Al 和 Mg，不容易实现温压型云爆燃料的微负氧平衡；Mg 的活性太强，会给装药带来麻烦，并且价格比较贵；相比来说，Al 具有较强的活性、次高的能量密度和低的耗氧量，来源广泛，并且已经在炸药和推进剂中长期使用，将铝粉加入含能材料中，可以提高药剂的反应温度，延长反应时间，显著提高药剂的热效应，因此选择 Al 作为温压型云爆燃料的高能金属组分。

表 4-18　部分高能金属的性能参数

分子式	密度/(g/cm³)	氧化物	$\Delta H_{298}^{\ominus}$(kJ/mol)
Al	2.7	Al_2O_3(s)	−1646.7
Li	0.53	Li_2O(s)	−596.7
Be	1.85	BeO(s)	−576.5
B	2.34	B_2O_3(s)	−1282.0
		BO_2(g)	−284.7
Mg	1.74	MgO(s)	−601.8
Fe	7.8	Fe_2O_3(s)	−823.4
		Fe_3O_4(s)	−1117.1
Ti	1.7	TiO_2(s)	−943.5

2）炸药

炸药组分在温压型云爆燃料中起到降低温压型云爆燃料起爆感度和提高爆压两种作用，可以选择液体炸药和固体炸药两种，目前武器中广泛使用的高能炸药品种和炸药性能[24]见表 4-19。液体炸药从物理状态上是固体组分间隙的填充物，从感度梯度上是高能金属粉末的敏化剂；固体炸药作为液体炸药的补充，如果固液比例达到了温压型云爆燃料稳定性要求的最佳比例，而温压型云爆燃料的感度和威力还没有达到要求时，则需要加入一定比例的固体炸药。

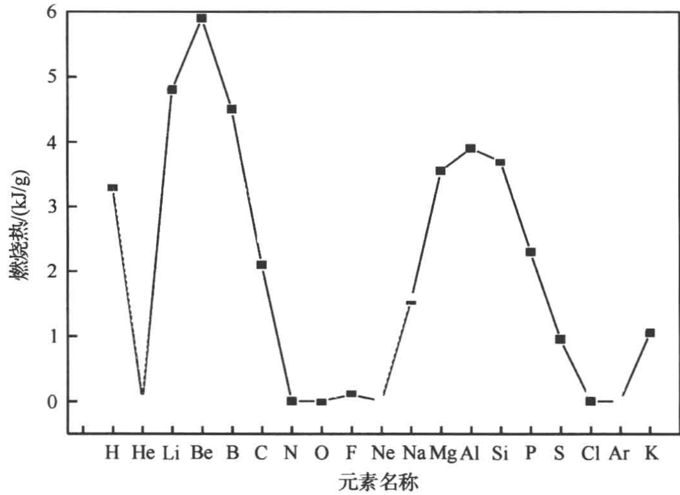


图 4-19　各种元素的燃烧热

表 4-19　几种高能炸药的性能

种类	炸药	$\Delta H_{298}^{\ominus}$ /(kJ/mol)	爆压/GPa	O. B×100	撞击感度 /%	摩擦感度 /%
液体炸药	M4	−113.1	—	−39.3	—	—
	M2	—	—	−98.9	—	—
	XJJB	−25.1	—	−180.9	—	—
固体炸药	TNT	−50.2	20.0	−25	6	—
	RDX	61.5	34.6	−21.6	80	76
	HMX	74.9	38.7	−26.1	100	100

液体炸药不仅要填充铝粉的间隙,还要作增黏剂的溶剂。通过增黏剂在不同液体炸药中的溶解试验,发现选定的增黏剂 BS 在 M4 中不溶解,增黏剂浮在 M4 液面上,没有实现使药剂增黏的目的。而 BS 在 M2 中的溶解性良好,且混合液的黏度随 BS 加入量的增大在一定范围内出现正比例变化,能够有效阻止温压型云爆燃料中固体颗粒的沉降,提高温压型云爆燃料的物理稳定性。因此选择 M2 作为温压型云爆燃料的液体炸药组分。

综合分析各种固体炸药的能量、感度、化学稳定性、价格等性能,R1 的使用范围最广、综合性能最好,因此确定 R1 作为温压型云爆燃料配方的固体炸药组分。

3) 氧化剂

为提高能量密度,在温压型云爆燃料加入了大量的高能金属粉末,会使药剂存在严重的负氧。如果分散爆炸过程中空气中的氧气不能及时加入,会降低金属粉末的反应率,使温压型云爆燃料的威力不能充分发挥。因此,考虑在配方中加入一定量的氧化剂,使温压型云爆燃料达到适当的氧平衡。常用氧化剂的性能[24]见表 4-20。

表 4-20　常用的氧化剂性能

氧化剂	ρ_{max}/(g/cm³)	分解温度/℃	O.B×100
NN	2.26	380	47.0
AN	1.72	190	20.0
KP	2.52	400	46.2
AP	1.95	130	34.0
Fe_2O_3	5.24	—	30.0
CuO	6.45	—	20.0
KM	2.70	240	40.5

表 4-20 中密度、热值和氧平衡等综合性能较好的是 KP、AN 和 AP，且 KP 的热稳定性、吸湿性等优于 AP 和 PP，因此选择 KP 作为温压型云爆燃料的氧化剂组分。

2. 配方优化试验

1）试验方案

试验条件是装药质量 5kg、中心分散装药比例为 10%，利用高速运动分析系统测量分散爆炸时的火球最大直径、火球发光时间，利用壁面压力传感器测量地面冲击波参数，利用红外测温传感器测量温压型云爆燃料爆炸时的火球温度和火焰持续时间。根据上文对温压型云爆燃料配方组分分析结果，选择不同形状、不同粒度的铝粉 U4、P4 和 G4 作为高能金属粉，氧化剂选择 KP，液体炸药选择 M2，固体炸药选择 R1，增黏剂选择 BS。试验方案见表 4-21。

表 4-21　温压型云爆燃料配方设计方案

序号	铝粉		液体炸药		固体炸药	增黏剂
	U2	P4	KP	M2	R1	BS
1	+	—	+	+	+	+
2	+	—	+	+	—	+
3	—	+	+	+	+	+
4	—	+	+	+	—	+
5	+	—	—	+	—	+
6	—	+	—	+	—	+
7	+	—	+	+	+	—

注：“+”表示选择该组分。

2）试验结果

以最大火球体积、距离爆心 1.5 m 处火球温度和保温 1200 ℃的持续时间作为温度效应判据，以距离爆心不同距离的峰值超压作为压力效应的判据。根据方案 1#、2# 和 3#、4# 的配方，在相同条件下进行爆炸试验，爆温结果见表 4-22，峰值超压结果见图 4-20 和图 4-21。

表 4-22　R1 含量对温压型云爆燃料爆温的影响

性能	铝粉 U2		铝粉 P4	
	10%R1	0%R1	10%R1	5%R1
火球体积/m^3	78.2	92.6	85.9	94.8
火球温度/℃	1986	2045	2020	2100
持续时间/ms	66	142	147	178

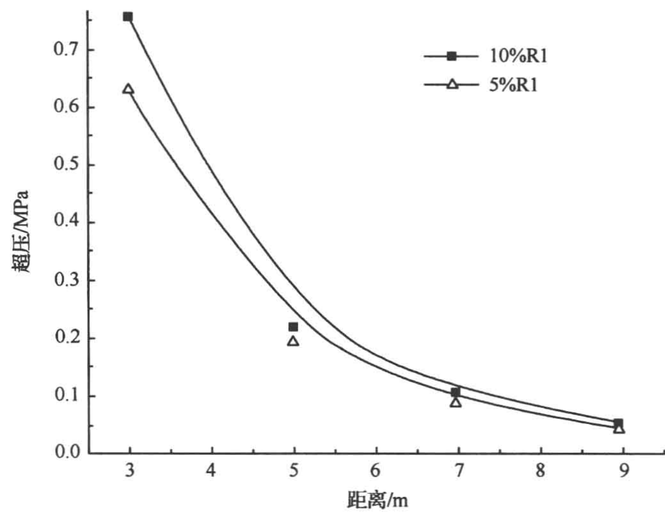


图 4-20　U2 温压型云爆燃料中 R1 含量与温压型云爆燃料爆压的关系曲线

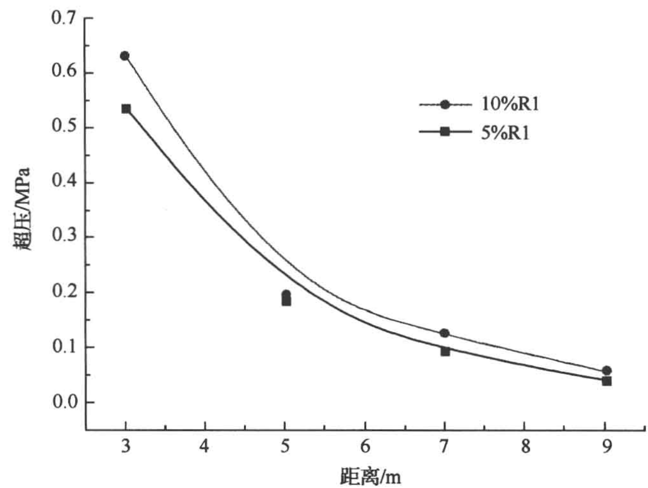


图 4-21　P4 温压型云爆燃料中 R1 含量与温压型云爆燃料爆压的关系曲线

对于片状铝粉 U2，R1 含量越高，爆压越高，但其火球体积小、温度较低、持续时间较短。分析原因主要是温压型云爆燃料中 R1 比例越高，温压型云爆燃料的反应速度越快，则开始阶段的峰值超压高，反应的持续时间必然缩短。因此，提高温压型云爆燃料中 R1

的含量，虽然有助于提高温压型云爆燃料的超压，但是不利于提高其温度效应。对球形铝粉 P4，R1 含量变化对温压型云爆燃料爆炸参数的影响规律与 U2 相同。

根据方案 2[#]、5[#]配方制备的温压型云爆燃料在相同条件下进行爆炸试验，爆温结果见表 4-23，峰值超压结果见图 4-22。

表 4-23 KP 含量对高温爆温的影响

性能	30%KP	15%KP	0%KP
火球体积/m^3	78.2	92.6	85.9
火球温度/℃	1888	1993	2011
持续时间/ms	102	138	117

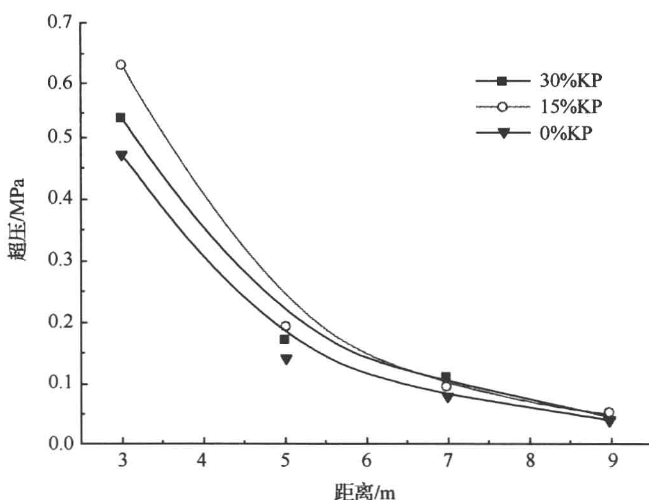


图 4-22 KP 含量与温压型云爆燃料爆压的关系曲线

温压型云爆燃料的火球体积、温度和高温持续时间等随 KP 含量的增加而降低，分析原因是氧化剂 KP 在药剂爆轰区内发生吸热的分解反应，氧化剂含量越高，吸收的热量越多，药剂的爆温越低。温压型云爆燃料的爆压在 KP 含量为 15%时最高，而含量为 0%和 30%时均较低，说明对温度效应来说温压型云爆燃料中氧化剂 KP 存在最佳比例，KP 比例过高时温压型云爆燃料有效能量密度较低；KP 比例过低，温压型云爆燃料会因缺氧而反应不完全，能量没有完全发挥。这说明加入氧化剂有利于提高药剂的反应速率和反应程度，同时增加了大量的气体产物，使药剂的爆压逐渐提高，但是随氧化剂含量的增加，液体炸药的比例逐渐减少，药剂的有效能量密度降低，药剂的爆压逐渐下降。因此，温压型云爆燃料中氧化剂的最佳比例是 15%左右。

根据方案 1[#]、3[#]配方配置温压型云爆燃料，在相同条件下进行爆炸试验，爆温结果见表 4-24，峰值超压结果见图 4-23。

表 4-24　铝粉品种对高温爆温的影响

性能	U2	P4
火球体积/m^3	78.2	92.6
火球温度/℃	1966	2070
持续时间/ms	143	191

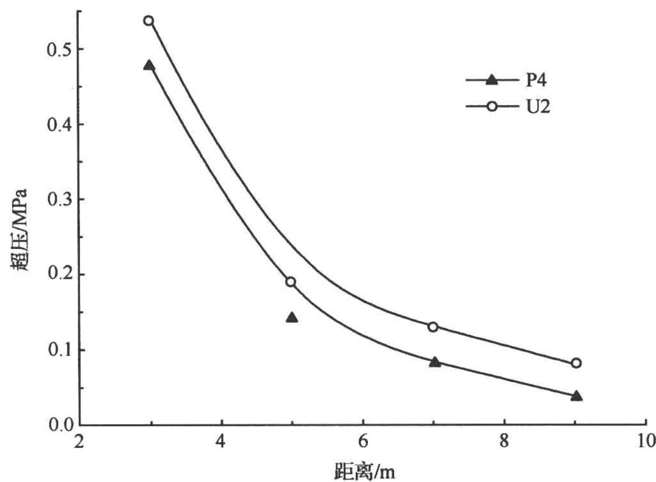


图 4-23　铝粉品种与温压型云爆燃料爆压的关系曲线

片状铝粉 U2 爆压高但温度效应差，球形铝粉 P4 的爆压低但温度效应好，其原因是球形铝粉的比表面积小，与周围介质接触的概率减小，吸收周围炸药和爆炸产物中的热量的速度较慢，使铝参加反应的时间滞后，同时反应速率较小，反应总时间延长。

根据方案 1#、7# 配方配置温压型云爆燃料，在相同条件下进行爆炸试验，爆温结果见表 4-25，峰值超压结果见图 4-24。

表 4-25　加入增黏剂对高温爆温的影响

性能	有 BS	无 BS
火球体积/m^3	78.2	92.6
火球温度/℃	1997	2083
持续时间/ms	140	152

BS 的加入同时降低了温压型云爆燃料的温度和压力，说明 BS 在温压型云爆燃料配方中是消极组分，不利于提高温压型云爆燃料的爆炸威力；但是为了保证温压型云爆燃料的浆状物理状态的稳定，不能去掉 BS，因此在保证温压型云爆燃料物理稳定性的前提下，配方中应尽可能少加 BS。

3）试验结果分析

通过配方优化试验，发现配方中各组分配比的变化对温度和压力的影响趋势可能相反，对最佳配方的选择是一个多目标决策的问题。根据温压武器对温度和压力指标的要

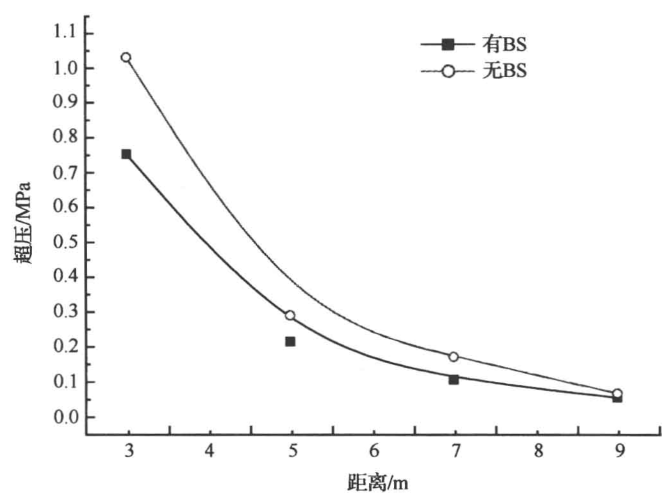


图 4-24　BS 含量与温压型云爆燃料爆压的关系曲线

求，确定温压型云爆燃料的最佳配方是 Al/M2/KP/BS＝35/40/15/10，命名为 B-I-4 温压型固液混合云爆燃料，简称 B-I-4 云爆燃料。

4.6.4　B-I-4 云爆燃料主要性能

与云爆燃料的单一超压效应指标不同，温压型固液混合云爆燃料的爆炸性能评价指标是爆温、火球尺寸、高温持续时间和爆压等。B-I-4 云爆燃料主要性能见表 4-26。为对比温压型固液混合云爆燃料的爆炸性能，在相同条件下进行温压型 B-I-4 燃料与超压型 B-I-1 和 B-I-2 云爆燃料的爆炸性能测试，试验结果见表 4-27。

表 4-26　B-I-4 云爆燃料武器化性能测试结果

测试性能		理化性能
组分相容性		组分相容性良好
接触相容性		与聚四氟乙烯、45# 钢、硅橡胶等材料的相容性较好
长贮寿命预测		安全贮存寿命大于 20 年
运输性能		运输性能良好
高温适应性		在高温(60℃)环境下爆轰性能没有明显变化，高温性能良好
低温适应性		在低温(－60℃)环境下爆轰性能没有明显降低，低温性能良好
安全性能	摩擦感度/%	0
	撞击感度/%	0
	静电感度	静电钝感

表 4-27　B-I-4、B-I-1 和 B-I-2 云爆燃料的静爆威力试验结果

药剂名称	试验结果					
	超压/MPa			火球直径/m	火球体积/m^3	持续时间/ms
	3 m	5 m	7 m			
B-I-4 云爆燃料	0.268	0.087	0.058	11.1	513.2	431
B-I-1 云爆燃料	0.351	0.113	0.071	9.7	403.7	235
B-I-2 云爆燃料	0.372	0.118	0.075	9.3	375.5	211

结果表明:在相同的试验条件下,温压型的 B-I-4 云爆燃料的火球体积比超压型的 B-I-2 云爆燃料大 36%,高温持续时间长 104%,峰值超压平均下降 25.7%。温压型固液混合云爆燃料的近场爆压较低,但爆压随距离衰减比较平缓;超压型固液混合云爆燃料的近场爆压较高,但爆压随距离衰减较快,温压型固液混合云爆燃料的压力效应比 B-I-1 云爆燃料小。B-I-4 云爆燃料静爆威力具有明显的温度效应和应力效应并重的特点。

参考文献

[1] 蒲加顺,白春华,梁慧敏,等. 多元混合燃料分散爆轰研究. 火炸药学报,1998,(1):1-5

[2] 蒲加顺,白春华. FAE 研究进展——一次起爆原理及其相关技术. 北京:北京理工大学博士学位论文,1997

[3] 王仲琦,张奇,白春华. 自由面条件影响爆炸作用的数值模拟. 矿业研究与开发,2001,21(1):36-39

[4] 顾文彬,叶序双,詹发民,等. 球形装药半无限土介质中爆炸动力学分析. 工程爆破,1995,5(1):5-10

[5] 徐锡申,张万箱. 实用物态方程理论导引. 北京:科学出版社,1986

[6] 张海波,白春华,丁儆,等. 气液爆轰的数值模拟与连续边界垂直扰动法. 火炸药学报,1999,(4):9-13

[7] 张海波,白春华,丁儆,等. 气液两相爆轰的数值模拟. 兵工学报,2000,21(2):119-122

[8] 张彦存,姚传利. 一种新技术兵器——单兵云爆弹. 轻兵器,1995,(5):16-17

[9] 周国泰. 危险化学品安全技术全书. 北京:化学工业出版社,1997

[10] 化工部黎明化工研究院,硝酸异丙酯规范 GJB 2613—96. 国防科学技术工业委员会,1996

[11] 闫华,张奇,白春华. 发射状态下燃料对 FAE 战斗部壳体的应力作用分析. 火炸药学报,2003,26(1):16-19

[12] 张奇,纪艳华,白春华,等. 发射过程中混合燃料介质内孔隙的绝热压缩(英文). 高压物理学报,2004,18(3):237-243

[13] 张奇,闫华,白春华. 装药发射过载动力学研究. 振动与冲击,2003,22(2):78-80

[14] 赵永涛,白春华,张奇. 温压弹爆炸超压场实验研究. 爆破, 2004, 21(4):15-17

[15] 胡华,张恒虎,黄玉诚,等. 似膏体充填料浆流变特性及其多因素影响分析. 有色金属,2003,55(3):4-7

[16] Willian D S. Smart propulsion for smart missile. Army Research, Development&Acquisition Bulletin, 1992(1):23-27

[17] Kukushkin V I. The pasty propellant rocket engines development. AIAA93-1754

[18] 唐汉祥. 铝粉/HTPB 悬浮液的流变特性. 固体火箭技术, 1996, (3): 23-27

[19] 肖金武,张文刚. PEPA/AP 膏体推进剂配方研究. 固体火箭技术, 2001, (4): 46-49

[20] 康勇,姚鹏,刘瑞贤,等. 终端过滤与重力沉降相似性研究. 矿冶,2003,12:23-26

[21] 惠君明. 提高 FAE 威力的研究. 南京理工大学学报,1995,(4):472-476

[22] 孟天财. 含铝燃料空气炸药爆炸性能研究. 南京理工大学学报, 1994,(1):64-69

[23] 张熙和,云主惠. 爆炸化学. 北京:国防工业出版社,1989

[24] 孙业斌,惠君明,曹欣茂. 军用混合炸药. 北京:兵器工业出版社,1995

第二篇　云雾爆轰控制

第 5 章　两次引爆型云爆控制

5.1　两次引爆型云爆过程

5.1.1　战斗部系统构成

两次引爆型云爆弹包括燃料、分散装药、一次引信、二次引信、战斗部壳体以及减速伞等部件，如图 5-1 所示[1]。燃料是武器威力的来源；燃料分散装药用于抛散燃料与空气混合，形成燃料空气炸药；一次引信用于起爆燃料分散装药；二次引信用于起爆燃料空气炸药；战斗部壳体用于承载燃料、燃料分散装药、一次引信、二次引信控制和控制燃料空气炸药云雾形状及浓度；减速伞用于终点减速、调整战斗部姿态等。

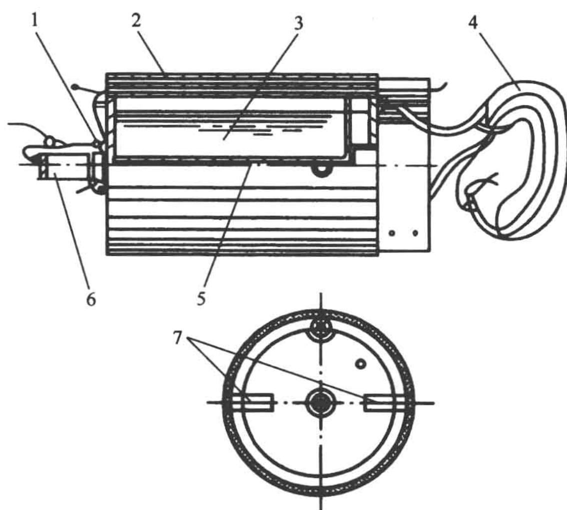


图 5-1　云爆战斗部系统结构

1-自毁装置；2-战斗部壳体；3-燃料；4-减速伞；5-分散装药；6-一次引信；7-二次引信

5.1.2　战斗部终点作用过程

两次引爆型云爆战斗部终点作用时序如图 5-2 所示。当云爆战斗部到达目标位置，一次引信作用引爆燃料分散装药；燃料分散装药爆轰产生的压力载荷打开战斗部壳体，并将燃料抛向空气中；通过与空气作用燃料发生破碎、剥离、雾化等物理过程，与空气混合形成具有爆轰性能的燃料空气炸药云雾；战斗部壳体形状与强度能够控制燃料空气炸药云雾的形状及浓度分布；在燃料空气炸药云雾达到理想形状和浓度时，二次引信引爆燃料空气炸药云雾，实现云雾爆轰。在云雾区内产生爆轰波，在云雾区外产生冲击波，同时产生

热辐射、缺氧、地面震动等效应，实现对目标的有效毁伤。

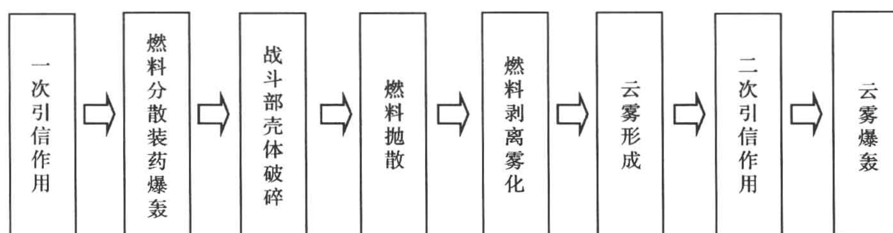


图 5-2　两次引爆型云爆战斗部终点作用时序

由云爆战斗部系统构成及作用过程可知，可爆云雾的形成及其爆轰的影响因素较多，主要有燃料分散装药的结构、战斗部结构形式和强度及二次引爆方式(起爆药量、时间、位置)等。燃料分散装药的药量、结构形式直接影响燃料的分散、战斗部壳体破裂，如果设计不合理会造成燃料分散过程出现“窜火”现象；战斗部结构直接影响云雾的形状和浓度分布；如何控制二次引爆位置、起爆时间和提供足够的起爆能量是战斗部系统中更为关键的技术。因此，实现两次引爆型云雾爆轰是一个复杂的战斗部系统匹配问题。

5.2　定点强起爆方法

云爆弹装填的云爆燃料在一次引信起爆分散炸药后，在空气中运动产生破碎、雾化等过程，形成燃料空气炸药云雾，然后通过二次引信起爆实现爆轰。燃料空气炸药云雾起爆方法目前有随机起爆方法和定点强起爆方法。

5.2.1　随机起爆方法分析

随机起爆方法主要应用在早期的航空云爆弹上，二次引信设置在云爆子弹战斗部上，其作用原理是在中心分散装药爆炸抛散燃料的同时驱动二次引信。当燃料分散达到它的最佳爆轰浓度时，二次引信在侧面起爆使云雾实现爆轰。

随机起爆方法有两种作用方式：第一种[2]是靠分散装药作用抛散燃料的同时将嵌在弹体侧壁上的二次引信抛出，依靠二次引信加速过载启动延期，达到设定的延期时间后起爆可爆云雾，这种起爆方法的起爆药量不能过大，一般小于 100g；第二种[3]是依靠位于弹体上的抛射装置将二次引信按一定角度抛出，然后分散装药将燃料抛出形成可爆云雾，二次引信达到设定的延期时间后起爆可爆云雾。

云爆弹体设计围绕“二次引信固定在战斗部壳体”的基本思想展开，壳体上下端板的强度应大于侧面板，目的在于使中心爆管的爆炸能全部用于燃料的侧向分散，限制燃料向上、向下抛散，以形成扁平状的云雾，此时其爆轰对地面目标的毁伤面积为最大。文献[4]报道了与图 5-1 类似的弹体结构，只是对二次引信的装配和定时装置作了些改进，但结构复杂。

第一种随机起爆方法(图 1-5)最大缺点是二次引信获得的初速度和抛掷角随机性很大，二次引信运动轨迹也是随机的。在此假设把二次引信视作质点，并以起始点作为坐标

原点,受分散装药爆炸驱动仅作平面运动,其运动轨迹为

$$\begin{cases} x = \int v_x \mathrm{d}t \\ y = \int v_y \mathrm{d}t \end{cases} \tag{5-1}$$

$$\begin{cases} v_x = v(t, v_0, \theta_0, f_{\mathrm{FAE}}, s) \\ v_y = v(t, v_0, \theta_0, f_{\mathrm{FAE}}, s, g) \end{cases} \tag{5-2}$$

式中, f_{FAE}为与云雾有关的阻力系数; s 为与引信及其附带的弹体破片质量和形状有关的系数; g 为重力加速度; v_0、θ_0 分别为二次引信获得的初速度、初始抛掷角,它们又是如下诸参数的函数:

$$\begin{cases} v_0 = v(c_e, m_e, z_e, D_J, i_e, m_f, d_f, \zeta_f, b_m, b_d, \cdots) \\ \theta_0 = \theta(c_e, m_e, z_e, D_J, i_e, m_f, d_f, \zeta_f, b_m, b_d, \cdots) \end{cases} \tag{5-3}$$

式中,c_e、m_e、z_e、D_J、i_e分别为分散装药的装填结构、质量、种类、爆速和起爆方式;m_f、d_f分别为燃料的质量和密度;ζ_f为燃料的力学性能参数;b_m、b_d分别为与壳体材料和结构尺寸(含长径比和厚度等)有关的系数。

从式(5-2)、式(5-3)可以看出,二次引信在云雾中的运行速度直接受到数十个参数的制约,其运动很难用数学式准确表达。尤其是二次引信以焊接或螺纹连接方式与壳体装配时,当中心分散装药爆炸后,二次引信不可避免的附带上不规则的壳体破片,必将引起二次引信作无序的自旋运动,从而进一步导致二次引信作不规则的空间运动。因此,前面假设二次引信作二维的平面运动是不易实现的,实际二次引信将作更为复杂的多维运动。

由于二次引信运动轨迹难以确定,在设定的起爆时刻,二次引信的位置可能不在所要求的最佳起爆云雾区内,甚至飞出云雾区,从而导致引爆力丧失。

随机起爆方法的第二个缺点是构件作用可靠性低。由于二次引信靠中心分散装药的爆炸驱动进行抛掷,二次引信的定时装置、信管、主装药等构件将不可避免地受分散装药爆炸冲击波的作用,可能出现定时装置失灵、信管早爆或瞎火、主装药受损等情况,导致二次引信无法正常作用。

另外,二次引信安置在弹体内,装药体积有限,总的有效起爆药量受到限制,显然不利于云雾的强起爆。如果强行作大药量装填,则既减小弹体装填燃料的有效体积,又使得二次引信的抛掷难度增大。

为了弥补第一种随机起爆方法的不足,在保持侧向起爆方式的前提下,二次引信改为由专用发射装置发射(图 1-6)。此时,二次引信的运动遵循外弹道规律,其运动轨迹能得到较有效地控制。但它的缺点也是明显的,一是结构更为复杂,导致消极质量和空间增加;二是增加了一个延期时间,即要求在中心分散装药爆炸前,发射装置点火并发射二次引信,而这个时间是不易控制的。如果不能有效地控制这个时间,那么二次引信同样可能不在云雾最佳浓度区内引爆。

综上所述,靠分散装药或抛射将二次引信抛出,其运动轨迹具有很大的随机性,延期时间散布很大,且装填的起爆药量小。大量实践表明,采用随机起爆方法的云爆弹的爆轰可靠性较低,经常出现爆燃、燃烧等情况。

5.2.2 定点强起爆方法分析

北京理工大学根据文献[5]分析了顶端起爆对地面目标的毁伤作用，提出了在云雾顶端定点强起爆方法，设计了伞顶固定二次引信云爆战斗部系统结构，采用伞顶固定的云爆战斗部系统在触及目标前的空中姿态如图 5-3 所示。云雾顶端定点强起爆的战斗部系统工作原理[6]为：当一次引信的探杆碰触目标时，引信作用并引爆燃料分散装药药柱，分散燃料，同时给二次引信输出启动信号；燃料经过一定时间的扩散，与周围空气混合，形成燃料空气炸药云雾；在燃料分散的同时，二次引信在伞绳的约束下会继续沿着原来的弹道落入云雾中，经过预定的延时后爆炸，引爆云雾。

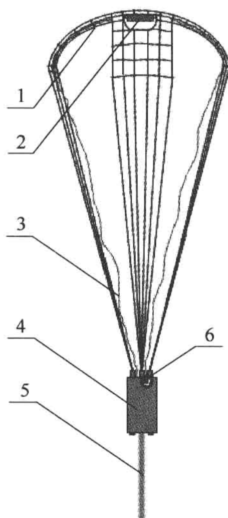


图 5-3　伞顶固定的两次引爆型云爆战斗部系统构成示意图
1-减速伞；2-二次引信；3-导爆管；4-云爆战斗部；5-一次引信；6-导爆体

由图 5-3 可以看出，二次引信安置在减速伞上，独立于弹体之外，为“松散型”装配，其容积不受弹体几何尺寸的制约，因此二次引信可以进行大药量装填。另外，“松散型”装配有利于提高伞的运行稳定性[7]，二次引信装配简便，易于操作。这为提高云爆可靠性创造了有利条件，克服了传统云爆弹体结构所固有的可靠性偏低的缺陷。

5.2.3 二次引信运动轨迹控制

由云爆战斗部系统的作用原理可知，战斗部受到重力和伞拉力（含空气对子弹的阻力作用）的共同作用向下运动。战斗部运动过程大致可以用下面三个阶段进行描述：一是伞弹姿态调整阶段，二是战斗部系统垂直下落阶段，三是战斗部系统触及目标与作用阶段。战斗部系统的运动不仅受投弹速度的大小和方向的制约，还受到伞自身的性能、空中高度、风速等因素的影响，因此战斗部系统的运动是一个比较复杂的过程。

为了能描述战斗部系统的轨迹，现作如下基本假设：把战斗部系统视为集中在弹伞系统重心处的一个质点，并只作平面运动；不考虑弹伞系统的升力；认为地球的重力加速度不变；不考虑风对弹伞系统的影响。

1. 伞弹姿态调整阶段的运动方程

伞弹姿态调整阶段中，伞拉力的水平分力将逐渐克服惯性力的作用，使得战斗部系统的水平运动速度降至为零，即子弹由倾斜姿态调整到垂直姿态。设整个过程所需时间为 t_1，调整至竖直姿态时的垂直向下速度为 v_1。

对于这一阶段的运动轨迹描述，可以参见文献[8]。取 xOy 为固定坐标系，如图 5-4 所示，坐标原点为弹伞系统的出舱点，O_x 轴指向飞行方向，O_y 轴垂直向下，弹伞系统的运动速度与 O_x 轴的夹角 β 称为轨迹角，以顺时针为正。弹伞系统离开母弹后，经过时间 t 运动到 P 点。利用牛顿运动定律可得到弹伞系统的运动方程。

沿轨迹切线方向

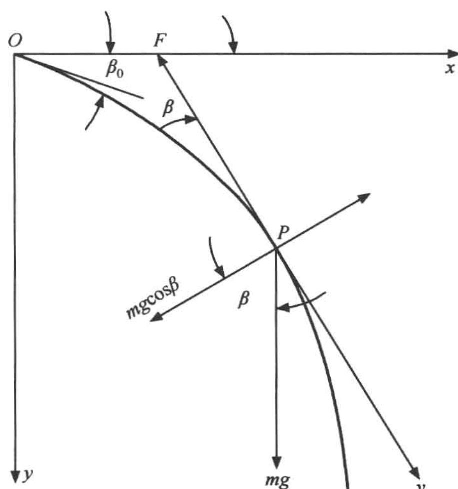


图 5-4　质点运动轨迹示意图

$$m_b \frac{dv}{dt} = m_b g\sin\beta - F \tag{5-4}$$

沿轨迹法线方向

$$\frac{d\beta}{dt} = \frac{g}{v}\cos\beta \tag{5-5}$$

式中，m_b 为弹伞系统的质量；F 为弹伞系统的阻力；v 为弹伞系统的运动速度；g 为重力加速度；t 为时间。

弹伞系统的阻力 F，由空气动力学[8]可知

$$F = \frac{1}{2}\rho C_S A_S v^2 \tag{5-6}$$

式中，ρ 为空气密度（随高度的变化而变化）；C_S 为伞衣阻力系数；A_S 为伞衣展开面积。

在此阶段，由于战斗部系统的运动高度不会太大，则近似把空气密度看做常量 ρ。且令 $A = \frac{1}{2}\rho_1 C_S A_S$，则式(5-6)为

$$F = A_1 v^2 \tag{5-7}$$

将式(5-7)代入式(5-4)，得

$$m_b \frac{dv}{dt} = m_b g\sin\beta - A_1 v^2 \tag{5-8}$$

由于

$$m_b \frac{dv}{dt} = \frac{1}{2} m_b \frac{d(v^2)}{ds} \tag{5-9}$$

式中，s 为质点位移。把式(5-9)代入式(5-8)，得

$$\frac{d(v^2)}{ds} = 2g\sin\beta - 2\frac{A_1}{m_b}v^2 \tag{5-10}$$

令 $\kappa_1 = \frac{A_1}{m_b}, v^2 = Z, \sin\beta = \delta$，代入式(5-10)，可得

$$\frac{\mathrm{d}Z}{\mathrm{d}s} = 2g\delta - 2\kappa_1 Z \tag{5-11}$$

由于

$$\frac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}t} = v\frac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}s} \tag{5-12}$$

则式(5-5)变成

$$v^2\frac{\mathrm{d}\beta}{\mathrm{d}s} = g\cos\beta \tag{5-13}$$

式(5-13)两边同乘以 $\cos\beta$ 并变换,得

$$v^2\frac{\mathrm{d}(\sin\beta)}{\mathrm{d}s} = g(1-\sin^2\beta) \tag{5-14}$$

代入 $v^2 = Z$, $\sin\beta = \delta$, 则得

$$Z\frac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}s} = g(1-\delta^2) \tag{5-15}$$

式(5-15)对 s 进行微分,可得

$$\frac{\mathrm{d}Z}{\mathrm{d}s}\frac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}s} + Z\frac{\mathrm{d}^2\delta}{\mathrm{d}s^2} = -2g\delta\frac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}s} \tag{5-16}$$

将式(5-11)代入式(5-16),简化得

$$Z\left(\frac{\mathrm{d}^2\delta}{\mathrm{d}s^2} - 2\kappa_1\frac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}s}\right) = -4g\delta\frac{\mathrm{d}\delta}{\mathrm{d}s} \tag{5-17}$$

用式(5-15)除以式(5-17),得

$$\frac{\delta''}{\delta'} - 2\kappa_1 = -\frac{4\delta\delta'}{1-\delta^2} \tag{5-18}$$

因为

$$\mathrm{d}(\ln\delta') = \frac{\mathrm{d}\delta'}{\delta'} \tag{5-19}$$

所以

$$\frac{\delta''}{\delta'} - 2\kappa_1 s = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s}(\ln\delta' - 2\kappa_1 s) \tag{5-20}$$

又因为

$$-\frac{4\delta\delta'}{1-\delta^2} = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s}[2\ln(1-\delta^2)] \tag{5-21}$$

所以式(5-18)可以变换为

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s}(\ln\delta' - 2\kappa_1 s) = \frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}s}[2\ln(1-\delta^2)] \tag{5-22}$$

对式(5-22)积分,简化得

$$\frac{\delta'}{(1-\delta^2)^2 c_1} = \mathrm{e}^{2\kappa_1 s} \tag{5-23}$$

将式(5-23)代入式(5-15)并简化,得

$$c_1 = \frac{g}{v^2\mathrm{e}^{2\kappa_1 s}\cos^2\beta} \tag{5-24}$$

根据起始条件 $t=0$, $s=0$, $v=v_0$, $\beta=\beta_0$，则式(5-24)为

$$c_1=\frac{g}{v_0^2\cos^2\beta_0} \tag{5-25}$$

把式(5-25)代入式(5-23)，则得

$$\delta'=(1-\delta^2)^2\frac{g}{v_0^2\cos^2\beta_0}e^{2\kappa_1 s} \tag{5-26}$$

将式(5-26)代入式(5-15)，得

$$v^2=v_0^2\cos^2\beta_0\frac{1}{(1-\delta^2)e^{2\kappa_1 s}} \tag{5-27}$$

代入 $\delta=\sin\beta$，得

$$v^2=\frac{v_0^2\cos^2\beta_0}{e^{2\kappa_1 s}\cos^2\beta} \tag{5-28}$$

式(5-28)就是轨迹各点的公式，而 β 可用下面的方法求得。

将式(5-26)改写成

$$\frac{d\delta}{(1-\delta^2)^2}=\frac{g}{v_0^2\cos^2\beta_0}e^{2\kappa_1 s} \tag{5-29}$$

对该式两边分别进行积分得

$$\frac{\delta}{2(1-\delta^2)}+\frac{1}{4}\ln\frac{1+\delta}{1-\delta}=\frac{ge^{2\kappa_1 s}}{2\kappa_1\cos^2\beta_0}+c_2 \tag{5-30}$$

根据起始条件 $s=0$ 时，$\beta=\beta_0$, $\delta=\delta_0=\sin\beta_0$，可求得 c_2

$$c_2=\frac{\delta_0}{2(1-\delta_0^2)}+\frac{1}{4}\ln\frac{1+\delta_0}{1-\delta_0}-\frac{g}{2\kappa_1 v_0^2\cos^2\beta_0} \tag{5-31}$$

式(5-31)代入式(5-30)，经推导得

$$\beta=\beta_0+\lambda(e^{2\kappa_1 s}-1) \tag{5-32}$$

式中

$$\beta=\frac{2\delta}{1-\delta^2}+\ln\frac{1+\delta}{1-\delta}=\frac{2\sin\beta}{\cos^2\beta}+\ln\frac{1+\sin\beta}{1-\sin\beta}$$

$$\beta_0=\frac{2\delta_0}{1-\delta_0^2}+\ln\frac{1+\delta_0}{1-\delta_0}=\frac{2\sin\beta_0}{\cos^2\beta_0}+\ln\frac{1+\sin\beta_0}{1-\sin\beta_0}$$

$$\lambda=\frac{2g}{\kappa_1 v_0^2\cos^2\beta_0}$$

式(5-28)和式(5-32)就是战斗部系统在伞弹姿态调整阶段的运动方程，其中的数值可以借助计算机进行求解。

2. 战斗部系统垂直下落阶段的运动方程

战斗部系统垂直下落阶段中，如果忽略空气流对伞的水平作用力，则战斗部系统将只作垂直向下运动。设此阶段的起始条件为：$t_{20}=t_1$, $v_{20}=v_1$，即分别为伞弹姿态调整阶段战斗部系统的运动总时间和末速度。

由牛顿第二定律并联立式(5-6)，得

$$m_b g-\frac{1}{2}\rho_2 C_S A_S v^2=m_b\frac{dv}{dt} \tag{5-33}$$

为了讨论方便，假设本阶段中的空气密度与高度为线性关系，即有

$$\rho_2 = \rho_0 - \theta y_2 \tag{5-34}$$

式中，ρ_0 为海平面上标准大气的密度；y_2 为伞弹系统距离海平面的高度；θ 为空气相关的系数。

令 $C_2 = \frac{1}{2}C_S A_S$，则式(5-33)为

$$g - \psi[\rho_0 - \theta y_2]v^2 = \frac{dv}{dt} \tag{5-35}$$

式中，$\psi = \frac{C_2}{m_b}$，因$\frac{dy_2}{dt} = v$，则将式(5-35)对时间微分并简化，得

$$vv'' - 2(v')^2 + 2gv' + \psi\theta v^4 = 0 \tag{5-36}$$

式(5-36)就是伞弹系统在战斗部系统垂直下落阶段的运动轨迹方程，其解析可以借助计算机完成。

但是，为了能直观了解伞弹系统的运动情况，则假设这一阶段的空气密度为常数，且令 $\kappa_2 = \frac{\rho_2 C_S A_S}{2m_b}$。因此，式(5-33)为

$$dt = \frac{1}{g - \kappa_2 v^2}dv \tag{5-37}$$

对式(5-37)积分，并且代入本阶段的起始条件，得

$$v = \sqrt{\frac{g}{\kappa_2}}\left(1 + \frac{2}{\psi - 1}\right) \tag{5-38}$$

式中，$\psi = \left(\frac{\sqrt{\kappa_2}v_1 + \sqrt{g}}{\sqrt{\kappa_2}v_1 - \sqrt{g}}\right)\exp[2\sqrt{g\kappa_2}(t - t_1)]$。

因此，当 $t \to \infty$时，$\psi \to \infty$，式(5-38)为

$$v_2 = \lim_{t \to \infty} v = \lim_{t \to \infty}\sqrt{\frac{g}{\kappa_2}}\left(1 + \frac{2}{\psi - 1}\right) = \sqrt{\frac{g}{\kappa_2}} \tag{5-39}$$

将 κ_2 值代入式(5-39)，得

$$v_2 = \sqrt{\frac{2m_b g}{\rho_2 C_S A_S}} \tag{5-40}$$

式(5-40)表明，如果子弹的投弹高度达到足够高，也就是满足战斗部系统在垂直下落阶段有足够长的运行时间，那么战斗部系统在第二阶段的向下运动末速度趋近于一个恒定值 v_2，而 v_2 的大小仅仅与战斗部系统的质量和伞的阻力性能参数以及空气密度有关。显然，由于战斗部系统在触及目标前趋于一恒定速度，相应地二次引信的向下运动速度也为一恒定值，即战斗部系统近似作向下的匀速运动。因此，二次引信在空中的运动速度和轨迹得到了有效的控制。

3. 战斗部系统触及目标与作用阶段的运动方程

当子弹触及目标后，战斗部系统进入触及目标与作用阶段。假设此时伞的作用力已自动解除，则二次引信将以初速 v_2 向下作自由落体运动，其运动方程为

$$y_3 = v_2 t + \frac{1}{2} g t^2 \tag{5-41}$$

式(5-41)表明，云雾顶端起爆方式的二次引信在燃料分散形成云雾的过程中遵循自由落体的运动规律，因此可以设计出最佳的伞绳长度，使得二次引信落入云雾的最佳高度以内，战斗部系统触及目标与作用阶段就能够得到有效控制。例如，假设云雾厚度为 h_c，二次引信与触杆的触端距离为 L_S，L_S即弹伞系统在空气中展开后的总高度，设计中满足 $L_S > h_c$；因此，如果要求二次引信保持在 $\frac{5}{10}h_c$ 与 $\frac{9}{10}h_c$ 之间，则 L_S由下式确定：

$$L_S - \frac{9}{10}h_c \leqslant v_2 t_3 + \frac{1}{2} g t_3^2 \leqslant L_s - \frac{5}{10}h_c \tag{5-42}$$

式中，t_3 为燃料分散形成最佳爆轰云雾所需时间，即二次引信所设置的延期时间。

则由式(5-42)得出

$$v_2 t_3 + \frac{1}{2} g t_3^2 + \frac{5}{10}h_c \leqslant L_s \leqslant v_2 t_3 + \frac{1}{2} g t_3{}^2 + \frac{9}{10}h_c \tag{5-43}$$

当 L_S 确定后，伞绳的长度就自然得到确定。

由于二次引信固定在伞顶上，即使二次引信未落入所设计的区域内，也不可能飞离类草帽状的云雾区。

总而言之，这种伞顶定点起爆战斗部结构下的二次引信在爆炸作用前的运动是有规律的，其运动轨迹得到很好的控制，从而克服了固定于战斗部壳体上的二次引信的运动无规律可循、难以控制的缺陷。

5.3 分 散 装 药

5.3.1 云爆燃料分散“窜火”现象分析

1. “窜火”现象

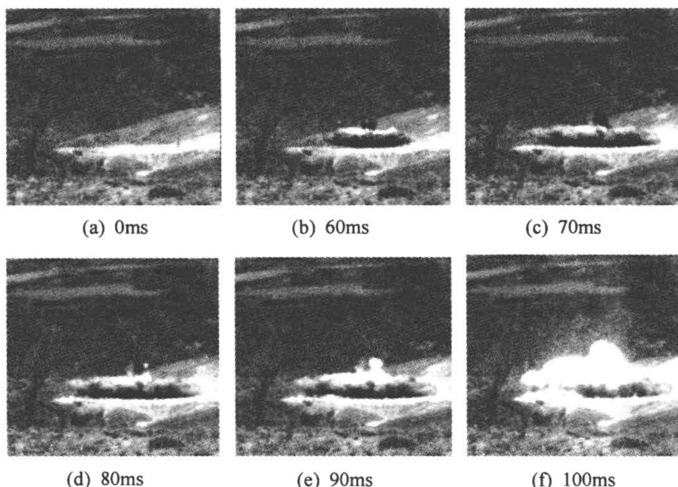
燃料空气炸药的形成需要通过中心分散装药的作用来抛散云爆燃料，在云爆弹研究的初期，燃料分散过程中常常会发生燃烧现象，俗称“窜火”，图 5-5[9,10] 为静爆时出现的“窜火”现象。当分散装药选用压装 TNT 或 8701 时的燃料分散试验结果见表 5-1，表中 η 表示中心分散装药比例。

表 5-1　云爆装置试验参数及结果

试验序号	分散药类型	η/%	是否“窜火”	燃烧火光最早出现的位置
1	TNT	0.60	否	—
2	TNT	1.10	是	上部
3	8701	0.66	是	上部
4	TNT	0.72	是	下部
5	TNT	0.82	否	—
6	TNT	0.92	否	—

续表

试验序号	分散药类型	$\eta/\%$	是否“窜火”	燃烧火光最早出现的位置
7	TNT	0.94	否	—
8	TNT	1.15	是	上部
9	TNT	0.98	否	—
10	TNT	0.75	是	上部
11	8701	0.76	是	上部
12	8701	0.83	是	上部



(a) 0ms (b) 60ms (c) 70ms

(d) 80ms (e) 90ms (f) 100ms

图 5-5 静爆试验燃料分散过程中的“窜火”现象

试验结果表明，分散装药燃料比例不大于 1.2%时，“窜火”率高达 58.3%。另外，特别值得引起重视的是，“窜火”位置大多发生在云雾的上部。由于“窜火”现象发生在二次引爆之前，燃料在分散过程中就部分或全部燃烧，二次引爆时云爆威力会大幅度下降。因此，能够保证燃料高效、安全分散的分散装药技术是云爆弹的关键技术。

云雾发生“窜火”现象需满足两个必要条件：一是可燃的燃料空气浓度(可燃剂与空气或其中氧气的体积或质量比例)，二是不小于此可燃浓度下的最小点火能或最小点火温度。燃料分散至可燃浓度的云雾时，分散装药的高温爆轰产物或火焰具有不小于此时云雾的最小点火温度或能量，从而导致发生云雾“窜火”现象。因此，“窜火”是燃料空气混合物和分散装药爆轰产物综合作用的结果，是可燃气体或粉尘云雾热点火后的自持燃烧乃至爆燃过程。

为找到解决云雾“窜火”问题的方法，需要探索云雾“窜火”的发生机理。

2. 气体的热点火理论

气体热点火的基本理论是范特霍夫在 1884 年提出的，他认为反应自动加速条件是反应的放热超过散热。Semenov 首先建立了热自动点火理论的量化关系，其实质就是在一

定的条件下，反应放热速率超过热损失速率，混合气体中形成热积累而自动加热，从而使反应自动加速，直至爆燃。

对于两种组分的混合气体，如果发生的是双分子反应，由反应速率一般表达式、混合气体单位时间放热公式、热传导散失热量的速率公式，推导出稳态热点火应满足的条件

$$QZp^2 n_A(1-n_A)\exp\left(-\frac{E}{RT}\right)=\alpha s(T-T_0) \tag{5-44}$$

式中，Q 为单位质量混合气体反应放热量；Z 为指前因子；E 为活化能；T 为热力学温度；p 为系统压力；n_A 为可燃剂气体组分 A 的摩尔分数；α 为热传导系数；s 为传热面积。

$$\frac{dq_G}{dT}=\frac{dq_L}{dT} \tag{5-45}$$

式中，q_G、q_L 分别为混合气体反应放热速率及散热速率，其表达式依次如下：

$$q_G=QR=QZp^2 n_A(1-n_A)\exp[-E/(RT)]$$

$$q_L=\alpha s(T-T_0)$$

在临界条件下，$T-T_0\leqslant 1$，采用 $T\approx T_0=T_{cr}$，则由式(5-45)可得

$$\frac{p^2}{T_{cr}^2}=C\exp[E/(RT_{cr})] \tag{5-46}$$

式中，C 为热点火参数，$C=\dfrac{\alpha sR}{QZn_A(1-n_A)E}$

对任意的复杂反应，则有

$$R_c=Z[A]^m[B]^l\exp[-E/(RT)] \tag{5-47}$$

式中，R_c 为反应速率；R 为气体常数；A 为 A 气体；B 为 B 气体；m 为 A 气体物质的量；l 为 B 气体物质的量。

则稳态热点火临界条件可写成

$$\ln\frac{p}{T_{cr}}=\frac{E}{(m+l)RT_{cr}}+\frac{1}{m+l}\ln\frac{\alpha sRE}{QZn_A^m(1-n_A)^l} \tag{5-48}$$

上述理论是建立在容器中各点温度都相等这一假设下的，但一般点火过程往往是从温度最高的局部体积内开始的，然后火焰向周围传播。

3. 燃料分散模型

热点火理论建立的稳态热点火临界条件表明，当系统压力和组分间的反应形式确定后，临界点火温度与可燃组分的摩尔系数存在对应关系。对于云爆燃料云雾中的可燃组分，随着空气的大量混入及相应云雾体积的膨胀，其摩尔分数迅速降低，系统压力也迅速降低；临界点火温度也随之发生改变。为了描述这一动态过程，首先需要描述云雾体积的变化历程。

1）燃料分散的研究动态

在燃料分散即云雾形成方面，人们做了大量卓有成效的研究工作，取得了丰硕的成果。不过，这些研究大多基于液态燃料领域，而很少涉及固态燃料。关于这方面的研究方法，主要依赖于研究者的研究手段及所能观察到的现象，不存在统一的标准。下面是具有代表性的一些研究方法和所取得的成果。

Gardner[11]根据作用于燃料上的爆炸作用力与气动阻力大小的比较，认为燃料分散过程分为喷出阶段（ejection）、过渡阶段（transition）和扩展阶段（expansion）。在此模型下，Glass[12]经过数值模拟得出，扩展阶段的云雾增长体积占云雾最终体积的7/8；Gardner 做了近场（喷出和过渡阶段）的数值分析工作，并且他们[13]共同完成了近场和远场互相耦合的全过程研究工作。

Popoff 等[14]在试验观察云雾表面出现喷流束的基础上，把燃料分散过程分为爆轰阶段、冲击阶段、分离阶段和喷射阶段。Duvall[15]利用这个模型并采用了一个近似状态方程，计算得出 1/3 的分散装药爆炸能量消耗于冲击波加热。

Zabelka 等[16]也是以分阶段处理的方法研究了燃料分散问题：第一阶段从燃料开始运动至壳体破裂；第二阶段从壳体破裂至燃料加速到最大速度，并假设了一个“流体活塞”；第三阶段燃料开始作减速运动；第四阶段流体活塞完全分裂，这时作用于单液滴上的气动阻力完全控制了燃料的分散。

薛社生[17]以试验数据为基础，对燃料分散也进行了近场及远场的划分，建立了分阶段的描述模型，预测了燃料分散末期的燃料滴尺寸及燃料浓度分布。

总之，人们投入如此多的精力研究燃料的分散，是出于对云雾中的燃料分布、液滴尺寸分布、体积以及形状等参数的迫切认识，以期望对云雾爆轰机理作出科学的判断。

本书为了能初步分析云雾“窜火”的发生机理，在前人工作的基础上，经过某些假设，建立了云雾体积线性增长的模型。

2) 云雾体积线性增长模型

已取得的成果，主要侧重于燃料分散的微观描述方面，而下面的模型则以宏观描述来揭示云雾体积的增长过程。模型的基本假设如下：

(1) 弹体结构及径向强度均一，不存在弱面，上下端板相对侧面板强度为无穷大；即分散药爆轰产物不向上下扩散，燃料不向上下分散；

(2) 中心分散装药瞬时爆轰；

(3) 云雾体积的增长近似线性处理，其基础是柯达高速运动分析系统所记录的云雾图片的宏观处理结果[18]；

(4) 燃料及空气均布于所形成的整个云雾区中；

(5) 忽略分散装药爆轰气体产物对燃料浓度的影响。根据假设，云雾体积关于时间的表达式为

$$\begin{cases} V_{c} = \dfrac{V_{cm}}{t_{ig}}t, & 0 \leqslant t \leqslant t_{ig} \\ V_{c} = V_{cm}, & t_{ig} < t \end{cases} \tag{5-49}$$

式中，V_{cm}为起爆时刻的云雾体积；t_{ig}为云雾起爆时间。

设可燃组分的总质量为 m_f，其摩尔质量为 m_A，则总物质的量为 $n_f = m_f/m_A$。燃料分散所形成云雾范围内的原有空气，将有一部分被排除在云雾区外，设仍留在云雾区内也就是混入燃料中的空气占原有空气的 λ_a($0<\lambda_a\leqslant1$)倍。因此由理想状态方程可得混入云雾中的空气总物质的量为 $n_a = \lambda_a \dfrac{p_{air}V_c}{RT_a}$，其中 P_{air}、T_a分别是当地的大气压力和温度。则云

雾中可燃组分的摩尔分数为

$$n_A = \frac{n_f}{n_f + n_a} = \frac{Rm_f T_a}{Rm_f T_a + \lambda_a p_{air} m_A V_c} \tag{5-50}$$

4. 云雾“窜火”模型

为了能近似计算云雾中可燃组分摩尔分数的需要，假设燃料均布于整个云雾中。但实际上，云雾中腔为无燃料区[17]，这个区即为分散装药爆轰产物区。在这两个区的交接面上，云雾和爆轰产物将在一定程度上相互渗透与扩散，云雾与分散装药的爆轰产物存在一个“公共区”。此“公共区”由分散装药爆轰产物、空气和燃料组成，相对云雾直径来说，“公共区”厚度可以近似为无穷小。因此对“公共区”作进一步的假设：忽略分散装药爆轰气体产物对其中的可燃组分摩尔分数的影响，即“公共区”内的可燃组分的摩尔分数仍保持与主云雾一致；同时，云雾中的可燃组分对其中的爆轰气体产物温度的影响也予以忽略，也就是“公共区”的温度仍保持与分散装药爆轰产物区的温度一致。

对于引起“窜火”即引起热点火的条件来说，当云雾达到可燃浓度，环境温度大于此浓度下的最小点火温度时，即 $T_a > T_{cr}$，云雾被点燃，并从它们的“公共区”开始发生；又由于云雾的反应热向较高温度的爆轰产物区扩散，显然其散热将受到严重阻碍，其速率必然较小，因此云雾将发生自持燃烧乃至爆燃现象。

归纳以上分析，将“公共区”作为研究对象，云雾“窜火”的物理模型如图 5-6 所示，对云雾“窜火”模型作如下描述：

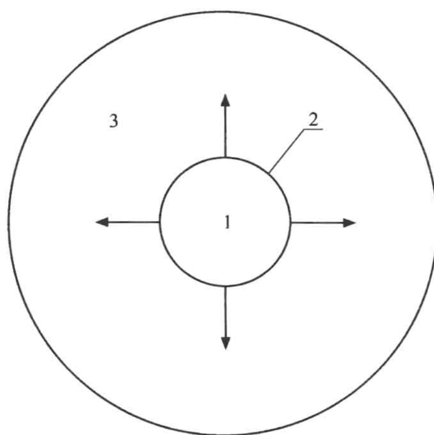


图 5-6　云雾“窜火”模型

1-分散装药爆轰产物区；2-“公共区”；3-云雾区

(1) 云雾中腔为分散装药爆轰产物组成的无燃料区；

(2) 云雾与分散装药爆轰产物存在一个无穷小厚度的“公共区”；

(3) “公共区”内的可燃组分全为气体；

(4) “公共区”具有双重特征，也就是既满足分散装药爆轰产物区可燃组分的摩尔分数特征，又满足云雾区温度特征；

(5) 在“公共区”内高温爆轰产物点燃云雾，此刻由里向外云雾自持燃烧乃至爆燃，也就是发生“窜火”现象。

如果爆轰气体产物按照理想气体状态方程处理，则由上述模型可知“公共区”的温度表达式为

$$T_e = \frac{p_e V_e}{n_e R} \tag{5-51}$$

式中，角标 e 为分散药爆轰气体产物；n_e为爆轰气体产物的总物质的量。

式(5-51)建立了“公共区”的状态方程，其中V_e就是分散装药爆轰气体产物的膨胀体积。在云雾体积线性增长及云雾“窜火”模型的前提下，同样也可以近似认为爆轰气体产物的体积按线性增长，由此得

$$\begin{cases} V_e = \dfrac{V_{em}}{t_{ec}}t, & 0 \leqslant t \leqslant t_{ec} \\ V_e = V_{em}, & t_{ec} < t \end{cases} \tag{5-52}$$

式中，V_{em}为爆轰气体产物体系的压力降至当地大气压时的最大体积；t_{ec}为最大体积所对应的时间。

5. 云雾“窜火”的判据

将式(5-49)代入热点火参数C的表达式并简化，得

$$C = \frac{\alpha s R}{QZE} \cdot \frac{(Rm_f T_a + \lambda_a p_{air} m_A V_c)^2}{\lambda_a T_a P_{air} R m_f m_A V_c} \tag{5-53}$$

由于“公共区”压力为分散装药爆轰气体产物压力，则式(5-46)及式(5-48)中的$p = p_e$。因此，如果混合气体为双分子反应或更为复杂的反应，则由式(5-46)或式(5-48)分别与式(5-49)、式(5-53)联合，得

$$T_{cr} = T(p_e, p_{air}, T_a, \lambda_a, \alpha, s, R, E, \cdots, V_{cm}, t) \tag{5-54}$$

由式(5-51)和式(5-52)可以联立，得

$$\begin{cases} T_e = \dfrac{p_e V_{em}}{n_e R} \cdot \dfrac{t}{t_{ec}}, & 0 \leqslant t \leqslant t_{ec} \\ T_e = \dfrac{p_e V_{em}}{n_e R}, & t_{ec} < t \end{cases} \tag{5-55}$$

因此，由式(5-54)和式(5-55)确定云雾发生“窜火”的判据为

$$T_e > T_{cr} \tag{5-56}$$

式(5-56)表明，如果“公共区”的温度大于此时云雾浓度所对应的最小点火温度，则云雾将被点燃而引发“窜火”。也就是说，当弹体结构和装填其中的燃料组分及质量确定后，相应地确定了最大的分散装药药量，即分散装药存在一个临界药量。大量的试验表明，对于云爆弹体结构来说，当分散装药采用柱形装药结构且为下端起爆方式时，分散装药质量超过 250g TNT 当量，云雾就发生“窜火”现象。

对于具体的问题，如果按照式(5-56)从理论上预先作出明确的回答，则还有很多工作要做，如λ_s的确定、p_e与分散药的p_{CJ}、T_{CJ}的关系等。如果这些参数都能定量给出，那么由式(5-55)就很容易得到T_e-t的对应关系，代入式(5-54)就可以借助计算机求解T_{cr}-t的对应关系。由此就能够判断云雾发生“窜火”的时刻，继而可以推出对应的分散装药临界药量。要避免云雾发生“窜火”，在弹体结构及燃料确定后，调整分散装药的参数，使$T_e < T_{cr}$成立即可。显而易见，云雾“窜火”的判据将对云爆战斗部分散装药设计具有理论上的指导意义。

可是，上述“窜火”判据是在壳体对称、燃料均匀分散等理想条件下建立的，“窜火”现象在“公共区”同时开始；而在实际情况下，因弹体结构局部的不均一性，燃料分散和分散装药爆轰产物膨胀呈现为非常复杂的湍流运动，“窜火”往往从云雾的某个局部开始。“窜

火”判据还有待进一步完善和修正以反映真实情况。

5.3.2　“T”形分散装药结构

1. “T”形分散装药结构发明

“T”形分散装药是采用直径不同的药柱进行间隔装填，如图 5-7 所示。大直径药柱是燃料分散的能量主体，小直径药柱主要是大直径药柱之间爆轰波传递的桥梁，均选用高能炸药。

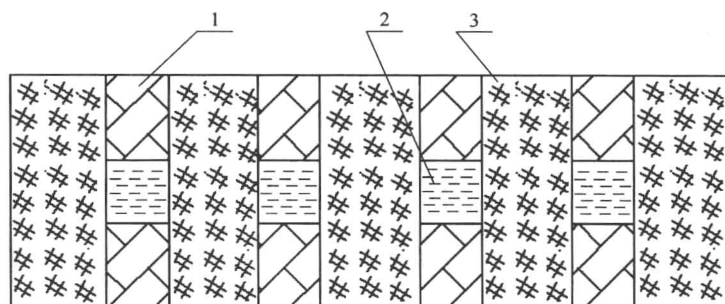


图 5-7　“T”形装药结构
1-大药柱；2-小药柱；3-固定轴

设计“T”形分散装药结构主要目的是希望通过直径不等的大、小药柱间隔装填，使得大药柱的爆轰波径向传播，改变传统的轴向传播方式。

“T”形分散装药爆炸能量主要分配到燃料的径向上，使得燃料在径向上得到充分分散，爆轰产物在径向上均匀分布，避免了简单柱形装药结构及其起爆方式所带来的爆轰产物过于集中在顶端云雾的弊端。另外，由于药柱间爆轰波的相互作用，“T”形分散装药对云雾形成湍流及燃料的后继分散有利。试验研究表明，爆轰波的传播与光波的传播相似，都遵守几何光学的惠更斯-菲涅耳原理。因此，点引爆时爆轰波阵面是以球形逐渐展开的，并且波的传播方向总是垂直于波阵面。根据这一原理，可以通过调整药柱的几何尺寸及性能参数，以实现大药柱爆轰波的径向传播。

2. 药柱几何尺寸及性能参数设计

药柱的几何尺寸是指其半径和高度，性能参数包括药柱成分构成及其相应的密度、爆速和质量。假设 r_l、r_s 分别是大、小药柱的半径，h_l、h_s 分别为各自高度；ρ_l、ρ_s 分别为对应的密度，D_l、D_s 分别为相应的爆速，m_l、m_s 分别为各自的质量。这些参数由如下几个方面确定。

1）小药柱爆轰波

由于小药柱仅仅是大药柱间爆轰波的传递桥梁，所设计的尺寸较小，只需满足其直径不小于所使用密度下的稳态爆轰的临界直径即可。因此即使在药柱端面点起爆，其爆轰波以起爆点为圆心向外扩展，但是传递到另一端面时也仍然可近似视作平面波。现简要证明如下。图 5-8 为一小药柱的爆轰波传播示意图，爆轰波传播至上端面时的球面波最

大,设其面积为 S_{smax},则 $S_{smax}=2\pi h_s(h_s-\sqrt{h_s^2-r_s^2})$;而药柱端面面积为:$S_s=\pi r_s^2$。它们的比值为

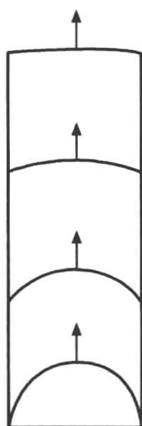


图 5-8 小药柱爆轰波

$$\mu=\frac{S_{smax}}{S_s}=\frac{2h_s(h_s-\sqrt{h_s^2-r_s^2})}{r_s^2} \tag{5-57}$$

当 $h_s\geqslant 2r_s$ 时,则 $\mu\approx 1$,又由于 S_{smax}的数值也很小,因此传至上端面的球面波可近似视为平面波。例如当 $h_s=15$ mm,$r_s=5$ mm时,$S_{smax}=80.8\ \text{mm}^2$,$\mu=1.03\approx 1$,即球面波面积和药柱端面面积近似相等。

2) 大药柱正常爆轰条件

受到小药柱的平面爆轰波引爆后,大药柱在 $t\leqslant h_1/d_1$ 时间内,由轴向传播的平面波和斜向上传播的球面波构成复合爆轰波,如图 5-9 所示;当 $t>h_1/d_1$ 时,仅为球面波,如图 5-10 所示。显然,爆轰波的主导方向逐渐向径向偏转,实现了大药柱爆轰波方向的改变,即形成设想的径向爆轰波。

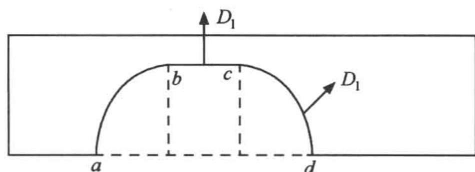


图 5-9 复合爆轰波

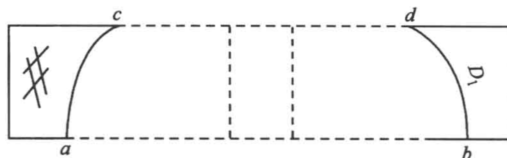


图 5-10 径向爆轰波

但是,在装药结构设计中,必须保证前一个大药柱的爆轰波在介质中所形成的冲击波经过介质传播后,不能殉爆相邻的下一个大药柱,否则不能生成径向爆轰波。不难看出,在冲击波到达之前,相邻的下一个大药柱已爆轰完毕,这是实现"T"形装药设计初衷的最可靠保证。因此,大、小药柱的几何尺寸和性能参数需认真设计和选择。

假设第 j 个大药柱以 O_0 点为圆心的球面波扩展到任意球面 ab,如图 5-11 所示。设在 a 点处球面波 ab 与介质原始界面夹角为 φ_0,它是与 a 点处切线 $\overline{ac}$ 的夹角,也就是爆轰波的入射角。继而介质发生压缩,且形成一冲击波 $\overline{ad}$,设其偏转角为 φ_i;介质被压缩的偏转角为 ε。设过 a 点沿冲击波 $\overline{ad}$ 的方向作直线 $\overline{ae}$,即有 $\overline{ad}\perp\overline{ae}$,且过 a 点作垂线 $\overline{af}$,它们与第 $j+1$ 个大药柱的下底面分别相交于 e、f 点。O_1、O_2 分别是第 $y+1$ 个小药柱侧面与两个大药柱端面的交点。

因此,为了保证第 $j+1$ 个大药柱不被第 j 个大药柱爆轰波作用,需满足下列条件:第 j 个大药柱爆轰波从 O_0 点至 a 点以及在介质中形成的冲击波由 a 点经介质到达 e 点所需时间,不小于第 j 个大药柱爆轰波从 O_0 点到 O_1 点、小药柱平面爆轰波从 O_1 点到 O_2 点、第 $j+1$ 个大药柱爆轰波从 O_2 点到 e 点所需时间。如果忽略小药柱爆轰波对大药柱爆轰在填充材料产生的冲击波的作用,则满足上述条件的表达式为

$$\frac{O_0a}{D_1}+\frac{ae}{D_m}\geqslant\frac{O_0O_1}{D_1}+\frac{O_1O_2}{D_s}+\frac{O_2e}{D_1} \tag{5-58}$$

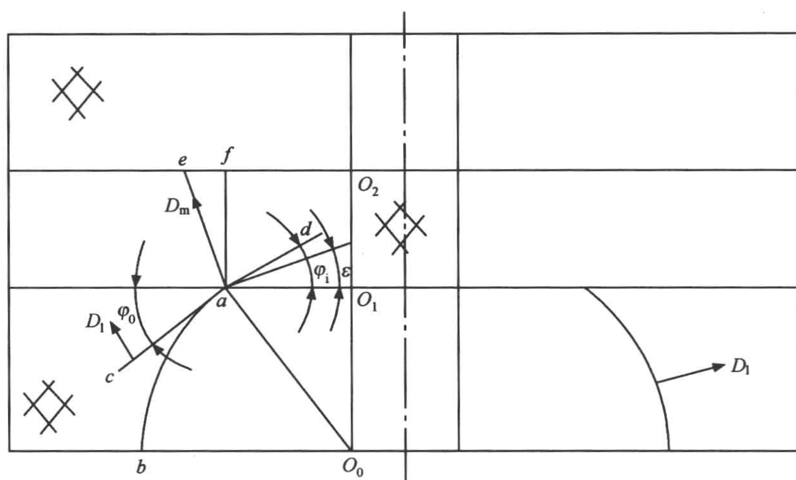


图 5-11　爆轰波扩展到任意球面示意图

设 $O_1a=O_2f=x\ (0\leqslant x\leqslant r_1-r_s)$。又因为 $O_0O_1=h_1$，$O_1O_2=h_s$，所以由 ΔO_0O_1a 和 Δaef 可得 $O_0a=\sqrt{x^2+h_1^2}$，$ae=\dfrac{h_s}{\cos\varphi_i}$，$O_2e=x+h_s\tan\varphi_i$，又 $x=h_1\tan\varphi_0 x$。因此式(5-58)为

$$\frac{h_1}{D_1\cos\varphi_0}+\frac{h_s}{D_m\cos\varphi_i}\geqslant\frac{h_1}{D_1}+\frac{h_s}{D_s}+\frac{h_1\tan\varphi_0}{D_1}+\frac{h_s\tan\varphi_i}{D_1}\tag{5-59}$$

为了能求解，式(5-59)经过变换，并设函数

$$F(\varphi_0)=\frac{h_1}{D_1}\left(\frac{1}{\cos\varphi_0}-\tan\varphi_0-1\right)+\frac{h_s}{D_m\cos\varphi_i}-\frac{h_s}{D_s}-\frac{h_s}{D_1}\tan\varphi_i\tag{5-60}$$

如果 $F(\varphi_0)\geqslant0$，则式(5-59)成立。

式(5-58)中 D_m 是爆轰波与介质作用后，在介质中产生的冲击波初始速度。由于爆轰冲击波在介质的原始界面每处的入射角都不一样，因此在介质中所产生的冲击波速度大小和方向也不一样。但是因为介质的厚度不大，所以可以近似地假设在介质中每处所产生的初始冲击波传播方向和大小在传播过程中不发生改变。因为爆轰波入射角变化范围很大，所以爆轰波在介质界面发生正规反射、马赫反射和普朗佗-迈益尔膨胀的可能性都存在。假设介质的初始密度为 ρ_{m0}，且有 $\rho_1D_1>\rho_{m0}D_m$，则 D_m[21] 由下式确定：

$$D_m=a+bu_m\tag{5-61}$$

而 u_m 由材料的性质、大药柱爆轰波的大小和方向等参数来确定。

当球面波 $\overline{ab}$ 超过某一位置时，在介质中形成的冲击波 $\overline{ad}$ 将不会与第 $j+1$ 个大药柱发生作用，设此时爆轰波的入射角为 φ_{oc}，显然有

$$h_1\tan\varphi_{oc}+h_s\tan\varphi_{imax}=r_1-r_s\tag{5-62}$$

假设函数

$$F(\Psi)=h_1\tan\varphi_{oc}+h_s\tan\varphi_{imax}-(r_1-r_s)\tag{5-63}$$

通过药柱参数和介质特性进行该函数的求算，用来衡量在介质中形成的冲击波是否与介质临近的大药柱发生作用。

3）分散装药燃料比制约条件

分散装药燃料比 η 是指分散装药质量占燃料质量的百分比，是分散装药结构设计中必须保证的重要参数之一。因为分散装药燃料比只有达到一定值后，才能使燃料得到充分分散而最终形成可爆轰云雾。试验研究表明分散装药质量占燃料质量的比值一般应不小于1%。因此，"T"形装药结构设计中，也应参照这一结果。设分散装药药柱总高度为 h，则大、小药柱的个数均为 $n=h/(h_1+h_s)$。设装填燃料的质量为 m_f、分散装药的质量为 m_e，则有

$$m_e = n\pi(r_s^2 h_s \rho_s + r_1^2 h_1 \rho_1) = \frac{h\pi(r_s^2 h_s \rho_s + r_1^2 h_1 \rho_1)}{h_1 + h_s} \tag{5-64}$$

因此

$$1\% \leqslant \eta = \frac{m_e}{m_f} \times 100\% \tag{5-65}$$

4）药柱高径比值的制约条件

研究发现[21]，爆轰波波面的曲率半径最初随着药柱高度的增加而线性地增大。但是，当药柱高度大于某一极限值时，波面的曲率半径趋于一个恒定值。例如，对于直径为75 mm、密度为0.9 g/cm^{3}的TNT药柱，当高径比为3.2时，波形的曲率半径就已经达到了最大值；而当高径比为6，甚至为9.4时，波形的曲率仍保持不变。对于RDX等炸药也观察到了类似的现象。

基于以上事实，对于点引爆的均质圆柱形药柱，其波形可以用下式来描述：

$$\begin{cases} R = h, & h < R_{max} \\ R = R_{max} = \text{const}, & h \geqslant R_{max} \end{cases} \tag{5-66}$$

式中，R 为波形的曲率半径；R_{max} 为最大曲率半径；h 为药柱高度。

大量的试验研究结果表明，对于大多数凝聚炸药，爆轰波的最大曲率半径一般约为药柱高度的2～3.5倍，即 $2h \leqslant R_{max} \leqslant 3.5h_0$。

试验研究还发现[21]，波形的最大曲率半径与装药直径的比值是随着直径的变化而变化的。当装药直径趋近于临界直径时，该比值接近于0.5左右。而当装药直径最大时，该比值随之最大。显然，当装药直径为无穷大时，则曲率半径也趋于无穷大。则用公式描述为

$$\begin{cases} R_{max} \approx r, & r = r_c \\ R_{max} \to \infty, & r \to \infty \end{cases} \tag{5-67}$$

式中，r_c为药柱的临界半径。

总之，药柱爆轰波的这些传播规律是药柱结构设计中必须加以考虑的。一方面，由于存在药柱直径大其爆轰波的曲率直径也大的规律，为了使大药柱形成径向爆轰波，显然应尽可能选择大直径药柱。另一方面，当药柱高度达到一定值后，再增大药柱直径对形成大曲率直径的爆轰波并无贡献。因此，药柱爆轰波的最大曲率半径即药柱的半径与高度可能满足如下关系式：

$$h_1 \leqslant r_1 \tag{5-68}$$

3. “T”形装药结构试验

为考核“T”形中心分散装药对云爆燃料分散性能影响的规律，进行不同中心分散装药条件下的云爆燃料分散试验。大药柱采用 TNT 炸药，压药密度为 1.57 g/cm³，爆速为 6700 m/s，尺寸为ϕ 18 mm×10 mm，质量为 4 g；小药柱采用 8701 炸药，压药密度为 1.72 g/cm³，爆速为 8200 m/s，尺寸为ϕ 10 mm×10 mm，质量为 1.3 g；燃料采用 B-Ⅱ-1 云爆燃料。试验方案和试验结果见表 5-2。

表 5-2　不同的“T”形装药对两次引爆型云爆燃料分散性能的影响

序号	药柱数量/个		总分散药量/g	分散药比例/%	云雾参数			结果
	大药柱	小药柱			直径/m	高度/m	体积/m³	
1	10	0	40.0	0.67	3.60	2.80	28.49	不“窜火”
2	12	0	48.0	0.80	3.30	2.60	22.23	“窜火”
3	10	18	63.4	1.06	3.90	2.95	35.22	不“窜火”
4	11	22	72.6	1.21	4.12	3.05	40.64	不“窜火”

试验结果表明：采用“T”形装药结构后，云爆燃料分散不“窜火”的中心分散装药比例由 0.7%提高到 1.2%，云雾直径扩大 14.4%，云雾体积增大 42.7%。可见，“T”形装药通过不同爆速、不同直径药柱的匹配，改变了中心分散装药爆轰波传播方向，避免了云爆燃料的分散出现的“窜火”难题，使中心分散装药的能量主要用于使云爆燃料侧向分散，提高了分散装药的利用率。

5.3.3　复合分散装药结构

受大药柱的直径制约，“T”形分散装药结构下的爆轰波径向传播程度不能实现完全的径向爆轰波。本书受“T”形结构能使爆轰波发生径向偏转的机理启发，提出一种新型的以径向传播为主的锥面爆轰波发生器装药结构——复合分散装药结构。研究表明，这种复合装药结构有益于燃料分散的控制，是抑制云雾“窜火”的有效方法。

1. 复合分散装药原理

1）复合分散装药结构

复合分散装药结构设计的基本思路仍然是使中心分散装药的爆轰波由轴向传播向径向传播改变，以实现理想云雾结构尺寸尤其是确保云雾不发生“窜火”现象。复合分散装药结构由爆速不等的两种高能炸药组成的，其外层炸药为低爆速的高能炸药，内芯装药(以下简称芯药)为高爆速的高能炸药，如图 5-12 所示。

2）复合分散装药结构分散装药的爆轰波传播规律

对图 5-12 的复合分散装药结构进行如下基本假设：

(1) $D_1 > D_2$，D_1、D_2 分别是芯药和外层炸药各自装填密度下的 C-J 爆速。

(2) 芯药和外层炸药被引爆后，忽略它们各自被起爆后的不稳态爆轰过程，立刻达到各自的稳态爆速。

(3) 在下端面，分散装药的芯药首先以面起爆方式被引爆。

基于以上假设，芯药以面积为 πr_1^2、爆速 D_1 的平面波、向上传播，而在外层炸药中形成一个以锥形波为主的爆轰波，如图 5-13 所示。由于锥形爆轰波的爆速为外层炸药的稳态爆速 D_2，因此它与芯药药柱轴线的夹角为

$$\alpha = \arcsin \frac{D_2}{D_1} \tag{5-69}$$

式中，α 为外层炸药爆轰波的径向偏转角。

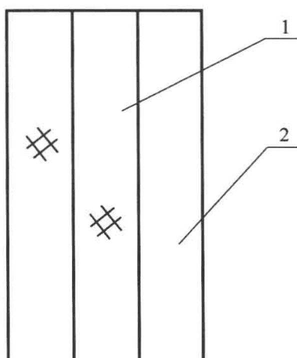


图 5-12　复合分散药结构简图
1-低爆速的高能炸药；2-高爆速的高能炸药

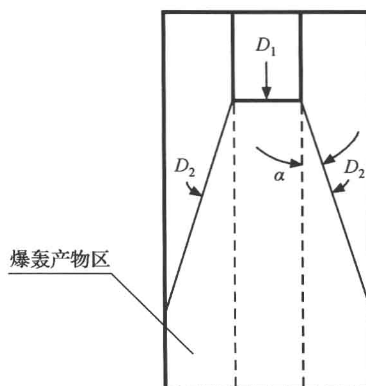


图 5-13　下端起爆的波形结构示意图

外层炸药的爆轰波行至不同的阶段，其爆轰波结构有所差异。为了方便地描述爆轰波，建立 $Oxyz$ 直角坐标系，芯药的轴心线为 z 轴，x、y 轴建在药柱的下端面即起爆面。对此，下面将分三个阶段对外层炸药爆轰波予以描述。

(1) 第一阶段爆轰波的波迹方程。设从 O_0 点出发的爆轰波 O_0A_1 行至外层炸药的母线且与之相交于 A_2，如图 5-14(a)所示。则 $O_0A_2=(r_2-r_1)/\cos\alpha$。当 $0\leqslant t\leqslant(r_2-r_1)/(D_2\cos\alpha)$时，外层炸药的爆轰波由球面波 A_1B_1-$A_1'B_1'$和锥面波 O_1A_1-$O_1'A_1'$所构成。则它们的方程为

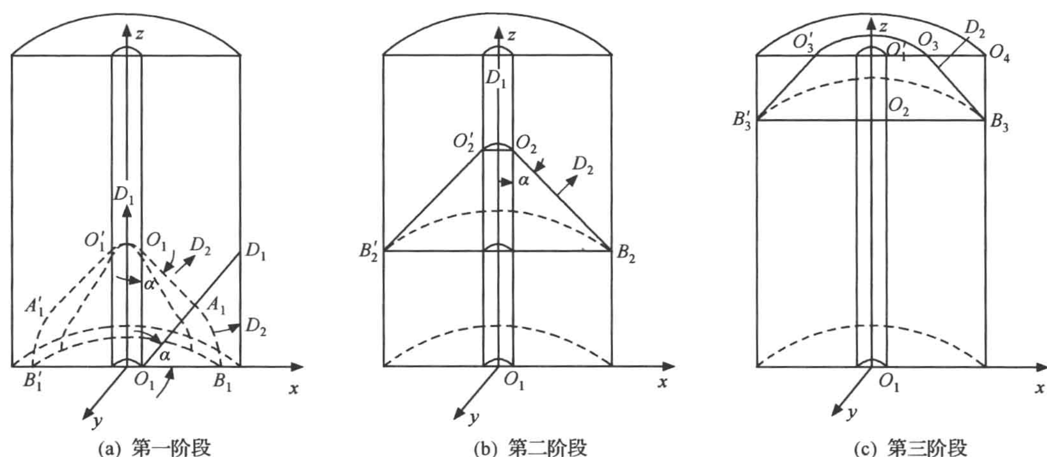
$$\begin{cases} A_1B_1:(r_1-\sqrt{x^2+y^2})^2+z^2=(D_2t)^2, \\ O_1A_1:(r_1-\sqrt{x^2+y^2})^2=\tan^2\alpha\,(z-D_1t)^2, \end{cases} \quad 0\leqslant t\leqslant \frac{r_2-r_1}{D_2\cos\alpha} \tag{5-70}$$

(2) 第二阶段爆轰波的波迹方程。当爆轰波 O_2B_2 超过 A_2 点以后，在行至 O_0'点之前，外层炸药的爆轰波为单一的锥面波 O_2B_2-$O_2'B_2'$，如图 5-14(b)所示。设 O_2B_2 也在 xOz 平面坐标系中，过 B_2 点作 x 轴的平行线与芯药药柱母线相交于 P 点，则 $O_2P=(r_2-r_1)\cos\alpha$；因为 $O_2(r_1,D_1t)$，所以 $B_2(r_2,D_1t-(r_2-r_1)\cos\alpha)$。则锥面波 O_2B_2-$O'_2B'_2$的波迹方程形式与式(5-71) 中的 O_1A_1-$O'_1A'_1$ 相同，但时间域不同。

$$(r_1-\sqrt{x^2+y^2})^2=\tan^2\alpha\,(z-D_1t)^2, \quad \frac{r_2-r_1}{D_2\cos\alpha}<t\leqslant t_2 \tag{5-71}$$

式中，t_2 为行至 O_0'点的时间。

则将点 $O_0'(r_1,0,h)$代入式(5-72)，得出：$t_2=h/D_1$。



(a) 第一阶段　　(b) 第二阶段　　(c) 第三阶段

图 5-14　分散药复合结构下的爆轰波传播过程示意图

(3) 第三阶段爆轰波的波迹方程。当爆轰波 O_2B_2-$O'_2B'_2$ 经过 O'_0 点之后，外层炸药的爆轰波为单一的锥面波 O_3B_3-$O'_3B'_3$，如图 5-13(c)所示。设 O_3B_3 也在 xOz 平面坐标系中，经过推导得出坐标 $O_3(D_2(t-h/D_1)\cos\alpha,h)$。因此，锥面波 O_3B_3-$O'_3B'_3$ 的波迹方程如下：

$$x^2+y^2=\left[(z-h)\tan\alpha-D_2\left(t-\frac{h}{D_1}\right)\cos\alpha-r_1\right]^2,\quad \frac{h}{D_1}<t\leqslant t_3 \tag{5-72}$$

式中，t_3 为外层炸药爆轰波运行总时间。

将顶点 $O_4(r_2,0,h)$ 代入式(5-73)，可得：$t_3=h/D_1+(r_2-r_1)\cos\alpha/D_2$。

(4) 锥形波上的爆轰参数。从上述分析可知，虽然因芯药的快速引爆使得外层炸药的爆轰所需时间缩短了，但是外层炸药的 C-J 爆速并没有改变，因此除爆轰波传播方向发生 α 角度的径向偏转外，外层炸药的其他爆轰参数不会变化。

尽管如此，如果分散装药没有芯药，而是将外层炸药变成长径比值较大的、连续密实的传统装药结构，那么整个药柱完成爆轰所需时间为 h/D_2；如果存在芯药，那么因为芯药的快速引爆，使得外层炸药完成爆轰所需时间为 $h/D_1+(r_2-r_1)\cos\alpha/D_2$。因此，由于有了芯药，将使得整个药柱爆轰完成的时间缩短。

$$\Delta t=h/D_2-[h/D_1+(r_2-r_1)\cos\alpha/D_2] \tag{5-73}$$

因此，外层炸药在芯药的引爆下其爆轰所需总时间将缩短，从而强化了主体炸药的爆轰瞬时性。

(5) 径向爆轰波的功能及分散装药药柱设计准则。由于爆轰波传播方向影响爆轰产物质量及能量的分布，分散装药的爆轰瞬时性及产生径向传播的爆轰波有利于主体燃料侧向均匀分散。同时，上部燃料所得到的分散装药爆炸能相对降低，并且向上扩散的爆轰产物也相对减少，从而降低了云雾“窜火”的可能性。因此，复合分散装药结构是控制云雾的有效措施之一。

2. 复合分散装药结构设计

为了实现复合分散装药的功能，应合理设计芯药药柱及外层炸药药柱的几何尺寸与

性能参数。

1) 芯药及外层炸药的半径设计

由于外层炸药是燃料分散的主要能量来源，高能芯药用来引爆外层炸药，外层炸药的内外半径之差应大于芯药的半径，即 $r_2-r_1>r_1$，r_2 为外层炸药的外半径，r_1 为外层炸药的内半径，即芯药的半径，但 r_1 不能小于芯药所使用密度下的稳定爆轰的临界半径。

2) 芯药药柱及外层炸药药柱爆速的选择

式(5-69)表明，当 $D_2/D_1\to 0$，也就是 $D_1\to\infty$ 或 $D_2\to 0$ 时，偏转角

$$\alpha=\lim_{\frac{D_2}{D_1}\to 0}\arcsin\frac{D_2}{D_1}=0 \tag{5-74}$$

此时，锥形波几乎转换成完全径向传播的柱面波，正是实现复合装药结构功能的最理想爆轰波。因此，在复合分散装药结构设计中，应尽可能选择高爆速的芯药和低爆速的外层炸药。但实际应用中，外层炸药爆速的选择不应过低。因为爆速低，燃料分散所获得的初速度也低；而且一般来说，爆速低则单位体积的能量也低。显然，过低爆速的外层炸药不利于燃料的有效分散。只是从抑制云雾"窜火"的角度上来说，应选择低爆速、低爆热的外层炸药。

3) 芯药及外层炸药几何尺寸的设计准则

为了增强复合结构的分散装药爆轰瞬时性，应使式(5-74)成立，也就是使 $\Delta t>0$，由此得出它们几何尺寸间的制约关系

$$\frac{r_2-r_1}{h}<\frac{D_1-D_2}{D_1\cos\alpha}=\sqrt{\frac{D_1-D_2}{D_1+D_2}} \tag{5-75}$$

式(5-75)确定了芯药半径，外层炸药的外半径、高度及芯药和外层炸药爆速之间的关系，这是复合分散装药结构设计中应予以考虑的。

4) 分散装药燃料比 η

分散装药燃料比 η 必须满足不小于 1% 的要求，以使燃料充分分散而形成可爆轰云雾。假设药柱总高度为 h，芯药及外层炸药的密度分别为 ρ_1、ρ_2，则有

$$\eta=\frac{\pi h[r_1^2\rho_1+(r_2^2-r_1^2)\rho_2]}{m_f}\times 100\%\geqslant 1\% \tag{5-76}$$

5.4 子母式云爆战斗部

为了满足两次引爆型云爆弹的伞顶定点强起爆的要求，须控制云雾的形状为"草帽"形状，即云雾具有较大的直径，同时将位于减速伞顶的二次引信包含在云雾中。因此要求弹体筒壁强度要尽可能小，形成的破片尽可能均匀；控制上下端板和筒壁的强度，保证形成"草帽"状扁平云雾；保证上端板破片不干扰伞顶二次引信；弹体要能够承受战斗部发射、投放、开伞作用过程中的过载。

5.4.1 子弹壳体结构

依据上述要求，设计的两次引爆型子母式云爆弹子弹壳体结构由筒壁、上下端板、加

强杆、中心管等零部件组成[22]，如图 5-15 所示。采用加强杆结构承受使用过程中的轴向过载，筒壁承受周向和径向过载，利用预制上端板、厚下端板、预制筒壁和悬臂中心管控制云爆燃料形成空间均匀分布的“草帽”状扁平云雾，保证云雾形状和浓度满足定点起爆要求，并增加云雾对目标的覆盖面积，同时避免上端板破片对二次引信干扰。

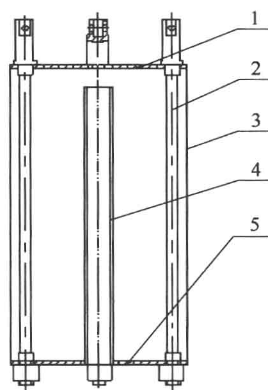


图 5-15　云爆子弹结构图
1-上端板；2-加强杆；3-侧壁；4-分散装药管；5-下端板

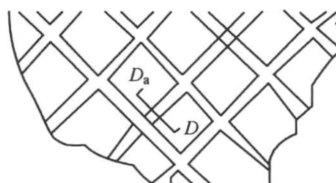


图 5-16　两次引爆型云爆弹筒壁结构图

1. 薄筒壁及其预制

为实现两次引爆型云爆战斗部容易破壳和云爆燃料分散均匀的目标，应尽可能采用薄筒壁菱形预制技术，如图 5-16 所示。该筒壁只需承受由于过载产生的径向压力。另外在云爆子弹设计中采用薄壁，在筒壁上预制出与弹轴成 45°角的菱形槽。中心分散装药起爆后，壳体沿菱形的预制槽均匀破坏，保证壳体破坏的时间和形状的一致性，使云爆燃料形成分布均匀的云雾。

2. 轴向加强杆

由于云爆战斗部带有减速伞，要承受较大的云爆弹出仓、开伞时的轴向过载，所以提出轴向加强杆技术，如图 5-15 所示。在弹体内布置加强杆，直接与降落伞的伞轴连接，承受战斗部作用过程中的所有轴向过载；同时加强杆可以约束上下端板，使上下端板的破坏时间晚于筒壁，有利于更多的云爆燃料侧向分散形成扁平云雾形状。加强杆数量、材料尺寸由武器需要承担的轴向过载确定。

3. 上下端板预制

为了发挥云爆弹的最大威力，采用较厚的上下端板和轴向加强杆，但这只能形成扁平的碟形云雾。为保证可靠起爆，要求云爆子弹形成中间突出的“草帽”形状的扁平云雾，还要保证云爆战斗部终点作用时上端板形成的破片不能干扰二次引信，因此提出了上端板预制破片控制技术，如图 5-17 所示。该技术通过在上端板中心预制出强度较弱的圆平面，并在上端板外侧预制出径向槽。采用上端板预制圆面及径向槽，可控制上端板破片运

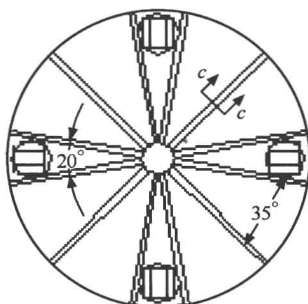


图 5-17　两次引爆型云爆弹上端板结构示意图

动轨迹偏离弹体正上方的二次引信。

4. 中心分散装药管

中心分散装药管的作用是填充用于破壳和云爆燃料分散的中心分散装药。为了控制云雾形状，提出了中心分散装药管采用悬臂结构，如图 5-15 所示。药管顶端距上端板有一定距离，当中心分散装药从下端板起爆后，爆轰波向上传播，云爆燃料先侧面抛掷、后向上分散，正好形成直径大、高度小、中间突出的"草帽"形状云雾，满足了两次引爆型云爆燃料定点强起爆技术的要求。中心分散装药管结构尺寸，如直径、壁厚、长度等应与中心装药结构相匹配。

5.4.2　子弹装药结构

1. 大直径装药结构

通常，云爆弹的结构大都采用简单圆筒形结构，在运输、贮存或勤务处理过程中可能导致预留空间由弹体顶部移到弹体侧壁处，引起云爆弹的质心变化，影响武器系统飞行状态和云爆燃料的分散爆轰性能。大直径云爆弹内部的周向分区装药结构方案为：将弹体沿周向等角度分区，分区数目根据武器对偏心的要求而定，分区数越多、弹体偏心越小，每个区采用密封弹体结构，弹体分为四区的弹体结构如图 5-18 所示。

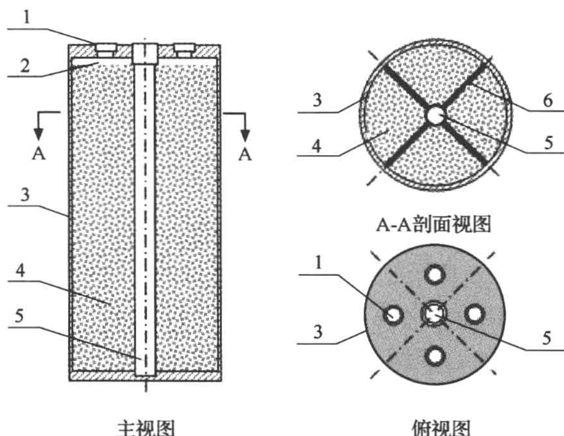


图 5-18　周向分区的云爆弹结构装药示意图
1-预留空间；2-燃料；3-分散装药；4-壳体侧壁；5-隔板；6-加料口

采用周向分区的云爆弹结构能够有效分散预留装药空间在弹体内的分布，减小原预留装药空间引起的弹体质心的变化程度，能够有效降低质量偏心等对发射精度等的影响。

2. 大长径比装药结构

大长径比云爆弹装药可能存在两方面的问题：一是云爆燃料装药主要采用振动或压装工艺，工艺一致性控制较难，无法保证装药底部的装药质量。武器发射时底端的应力与装药高度成正比，过高的装药高度会给发射安全性带来隐患。二是为保证高低温使用条件下云爆弹的安全性，装药时必须预留一定的装药空间，且预留装药空间随着装药量的增加而增大。预留空间位置受勤务处理和发射等因素影响会发生变化，大长径比装药质心位置变化较大，可能会影响云爆弹的发射精度。

因此当云爆弹战斗部长径比较大时，云爆战斗部结构设计除要充分发挥云爆战斗部的云爆效果外，还必须考虑云爆燃料的质偏、装填工艺等，确保装药质量达到系统总体的要求，同时还要考虑装药高度带来的发射安全性隐患。

大长径比装药结构的设计方案为：当云爆弹战斗部长径比较大时，沿战斗部轴向把战斗部分成多个独立的装药弹体；各个装药弹体分别进行云爆燃料装填，然后把各个弹体对接成整体战斗部，最后装填中心分散药。大长径比装药结构如图5-19所示。

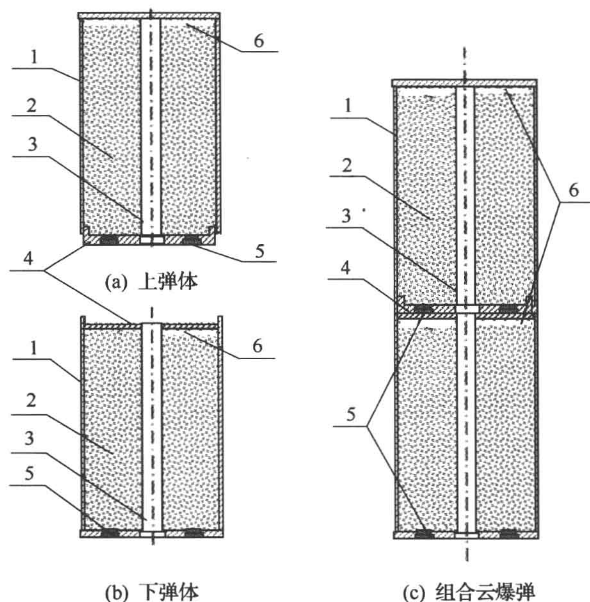


图5-19 大长径比云爆弹分区装药结构图
1-弹体；2-燃料；3-中心管；4-挡板；5-装料口；6-预留空间

3. 复合装药结构

影响两次引爆型云爆弹终点爆轰可靠性的因素中，除引爆方法起到根本作用外，还有云雾分散状态、二次引爆装置位置、环境温度和湿度等。为了保证在恶劣条件下云爆弹的可靠爆轰，可以通过采用多种云爆燃料复合装填的方法提高固态云爆燃料爆轰率，复合装药结构是在弹体内设密闭分区，分别装填固态云爆燃料和液态云爆燃料，如图5-20所示。

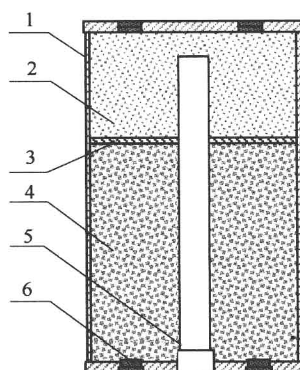


图 5-20 复合装药结构示意图

1-弹体;2-高感度云爆燃料;3-挡板;4-高威力云爆燃料;5-中心管;6-装料口

5.4.3 子弹作用过程数值分析

云爆战斗部结构直接影响武器威力的发挥。由于云爆战斗部的作用过程快速且复杂,理论分析很难描述,仅依靠试验手段来进行研究和设计又有其局限性,为此需通过数值分析战斗部结构的合理性,并进一步为战斗部的结构设计提供参考依据。

1. 计算方法

由于云爆战斗部是具有轴对称性的圆柱体,为了节省机时,计算模型采用 1/4 体进行计算[23],计算模型见图 5-21,模型尺寸完全结合某云爆弹战斗部实际尺寸进行建模,壳体建立的模型及划分的网格见图 5-22。

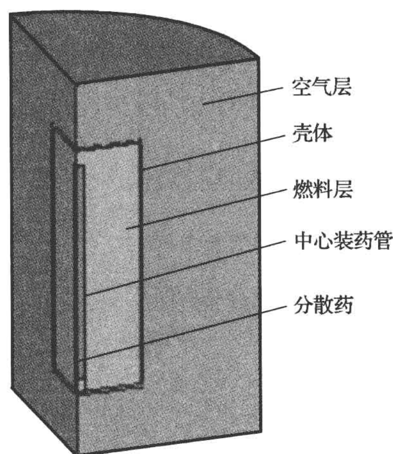


图 5-21 计算模型

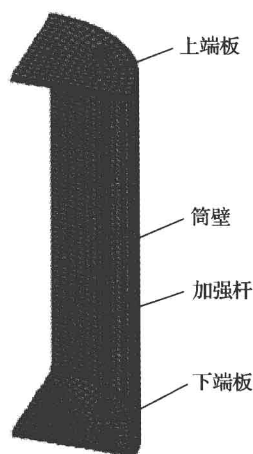


图 5-22 壳体网格模型

计算方法是应用 LS-DYNA 软件,采用流固耦合算法[24],单元采用单点积分的 ALE 多物质单元,即一个单元内可以包含多种物质。炸药、燃料和空气区采用 Euler 网格,为

了能分析壳体的破裂情况，中心管及壳体均采用 Lagrange 网格。

初始条件：由起爆点位置和数量决定，可选单点起爆和多点起爆，由模拟的条件进行选择。边界条件：由于壳体外部为无限边界的空气，因此边界条件采用无反射边界条件。

根据云爆战斗部结构设计原则，为了考核不同结构对战斗部破裂作用的不同影响，分别对有无加强杆、上端板有无刻槽及不同刻槽深度、筒壁和端板连接处有无加强板等多种结构分别进行了模拟，同时也模拟了起爆方式的不同对壳体破裂的影响。战斗部具体结构和起爆方式见表 5-3。

表 5-3　战斗部结构和起爆方式

方案	加强杆	上端板刻槽	加强板	起爆方式
1	—	—	—	下端起爆
2	—	—	有	下端起爆
3	有	—	—	下端起爆
4	—	通槽	—	下端起爆
5	有	有	有	下端起爆
6	有	有	有	上端起爆
7	有	有	有	两端起爆
8	有	不同刻槽深度	有	下端起爆

2. 计算结果

1）加强杆、端板刻槽及加强板对战斗部结构破坏的影响

（1）无加强杆、上端板无刻槽、无加强板。

方案 1 下端起爆后战斗部壳体破裂情况见图 5-23。由计算结果可知，0.275 ms 时上端板与筒壁分离，0.31 ms 时下端板与筒壁分离，0.89 ms 时筒壁开始破裂。

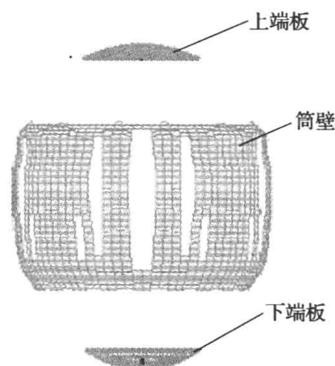


图 5-23　1.2 ms 时方案 1 的壳体破裂情况

（2）无加强杆、无刻槽、有加强板。

由计算结果知：0.290 ms 时上端板与筒壁分离，0.355 ms 时下端板与筒壁分离，760 ms 时筒壁上缘开始破裂，与方案 1 相比，有加强板可以延长端板与筒壁的开裂时间，在增加战斗部的连接强度的同时，使得弹内压力更加合理地分配到筒壁中部。

（3）有加强杆、无刻槽、无加强板。

方案 3 战斗部壳体破裂情况见图 5-24。由计算结果可知，0.475 ms 时上端板与筒壁开始分离，0.59 ms 时完全裂开；0.615 ms 时加强杆与上端板断裂，0.610 ms 时与下端板断裂。

通过对设有加强杆的战斗部壳体的模拟过程分析可知，采用加强杆能很好地抑制端板的轴向运动。有加强杆时端板在 1 ms 时向上运动的速度仅为 40 m/s，而无加强杆时

达 170 m/s;同时无加强杆时筒壁中上部位移在 1 ms 时为 20 cm,在有加强杆时筒壁对应位置上的位移达 27 cm。可见增设加强杆不仅实现了增强战斗部轴向强度的要求,而且对战斗部分散作用也能起到积极的作用。

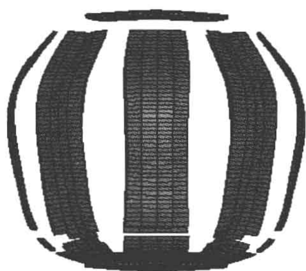


图 5-24　1 ms 时方案 3 的壳体破裂情况

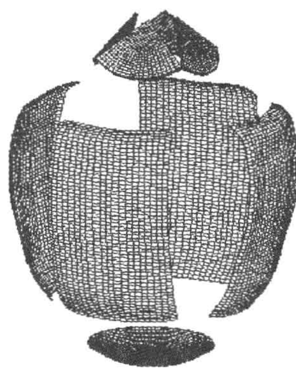


图 5-25　0.77 ms 时方案 4 的壳体破裂情况

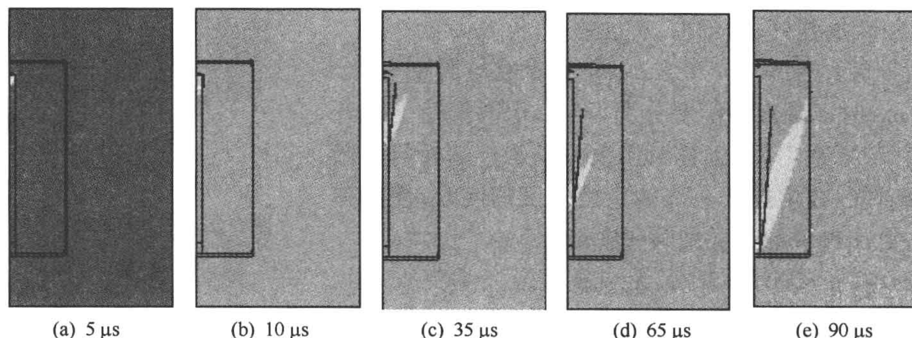
(4) 无加强杆、上端板刻通槽、无加强板。

方案 4 战斗部壳体破裂情况见图 5-25。由计算结果可知,该结构型战斗部在 0.23 ms时上端板中心开裂,0.785 ms 时完全裂开;0.33 ms 时筒壁开裂,0.77 ms 时完全裂开,并裂成 4 瓣。

产生筒壁开裂的原因在于上端板早期破裂,造成端板和筒壁连接处有刻槽的地方出现应力集中,从而把筒壁撕开,可见刻通槽不合理,会使得壳体破裂成大块,影响云雾的均匀分散,因此上端板不宜刻通槽,必须在筒壁和端板连接处要留有一定距离。

2) 起爆方式对战斗部破坏的影响

对有加强杆、有刻槽(槽深取端板厚的 1/3)及加强板的同种战斗部,分别采用上端起爆、下端起爆及两端起爆方式进行起爆,模拟起爆方式对壳体破裂的影响。上端起爆过程见图 5-26。在不同起爆方式下,1200 μs 时壳体的破裂情况见图 5-27。



(a) 5 μs　(b) 10 μs　(c) 35 μs　(d) 65 μs　(e) 90 μs

图 5-26　中心分散装药上端起爆过程

由数值分析结果可知,同样结构的战斗部起爆方式不同,上端板与筒壁及加强杆断裂的时间不同,壳体上对应单元的变形和运动速度也不同,具体结果见表 5-4。

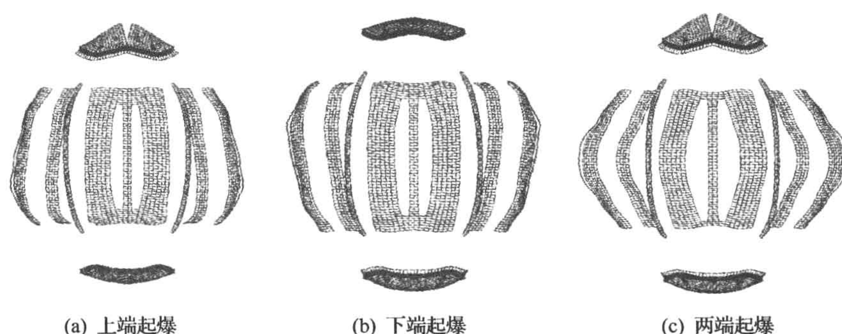


图 5-27　1200 μs 时壳体破裂情况

表 5-4　壳体破裂数值分析结果统计表

起爆方式	上端板与筒壁断裂/μs	下端板与筒壁断裂/μs	加强杆与上端板断裂/μs	加强杆与下端板断裂/μs	筒壁开裂时间(μs)及位置	刻槽开裂时间/μs
上端	335～410	270～310	420	430	405 中下部	320
下端	285～325	350～415	455	420	415 中上部	未开裂
两端	335～410	335～400	420	405	350 中部	325

三种起爆方式下，两端起爆方式的壳体中部在径向方向变形较大，1200 μs 时壳体最大变形要比另两种起爆方式多 7 cm；同时变形速度较大，最大达 300 m/s，而另两种最大为 250 m/s。

上端和下端起爆方式相比，上端起爆时筒壁最大变形发生在筒壁的中下部，而下端起爆时发生在中上部，二者的变形和速度基本相同，只是位置有别。

从三种起爆方式的壳体破裂情况看，下端起爆时，上端板初期运动速度大，而后期运动速度低于另两种起爆方式，原因在于下端起爆产生向上的冲击波，使得上端板受到较大冲击，同时由于上端板与筒壁破裂较早，上部能量得以释放，因此端板后期运动速度变小。另外，三种起爆方式中，下端起爆方式未能使上端板破裂，而另两种却使上端板破裂。这是由于上端起爆和两端起爆使上端板中部单元产生较大的塑性应变，超过了其极限应变所致。

3）刻槽深度对破壳的影响

针对云爆战斗部采用定点强起爆技术，要求战斗部上端板不能干扰二次引信，由上述模拟的三种起爆方式的战斗部可知，上端板向上运动速度较大（1 ms 时为 150～200 m/s），在 150 ms 内要向上运动十几米甚至几十米，而二次引信与上端板之间距离为 4 m，因此必须控制上端板向上的作用。有效的方法是在上端板刻槽，使其破裂成几块，同时向侧上方飞行，避开二次引信；同时也可改善云雾形状，形成帽顶，增加二次引爆可靠性。

考虑子弹强度并满足上端板能够破裂的条件，应合理选取刻槽深度，为此对上端板三种刻槽深度（槽深分别为 1/3 端板厚、1/2 端板厚、2/3 端板厚）的战斗部进行了模拟计算，计算结果见图 5-28。

由计算结果可知，刻浅槽时不能使上端板破裂，刻中、深槽时能产生破裂。另外，考虑

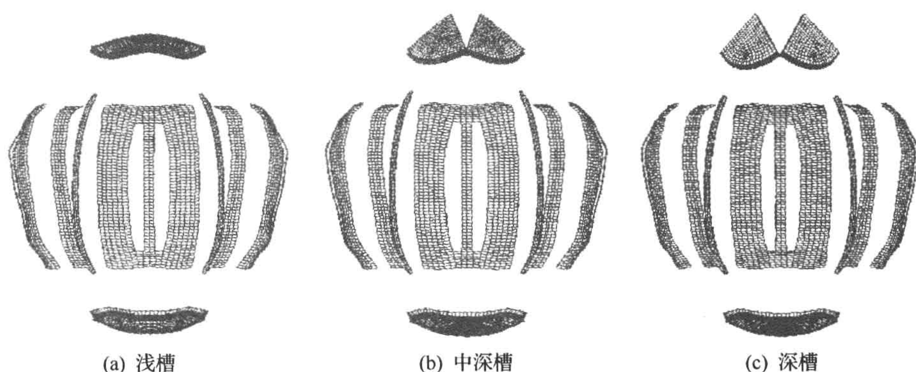


图 5-28　1200 ms 时刻不同槽深战斗部壳体破裂情况

形成云雾呈扁平状为好，要求上端板在轴向不能过早失去约束，因此刻槽选取 1/2 端板厚较合理。

5.5　整体式云爆战斗部

子母式云爆弹结构比较复杂、云爆燃料装填系数低，导致子弹出仓过程可靠性降低，使用范围受到限制。整体式战斗部结构具有结构简单、作用过程可靠、装药率高的特点；由于整体式战斗部本身必须首先满足运输、吊挂、飞行等强度要求，同时还要考虑控制云雾形状和分散性能，为此该战斗部的壳体强度较高，筒壁要比子母型筒壁厚 3～4 倍；弹体上还要布放吊耳，要考虑吊挂时弹体的变形，局部需要进一步加强，从而导致其结构的不对称性；另外，考虑其弹道飞行的稳定性及与风帽、尾翼配合的要求，其结构不一定是完全等直径圆筒。

5.5.1　ОДАБ-500П 整体式战斗部结构

苏联的 ОДАБ-500П 整体式二次引爆航空云爆弹[25]是整体式两次引爆型云爆弹的典型代表，图 5-29 是 ОДАБ-500П 整体式二次引爆航空云爆弹结构简图。

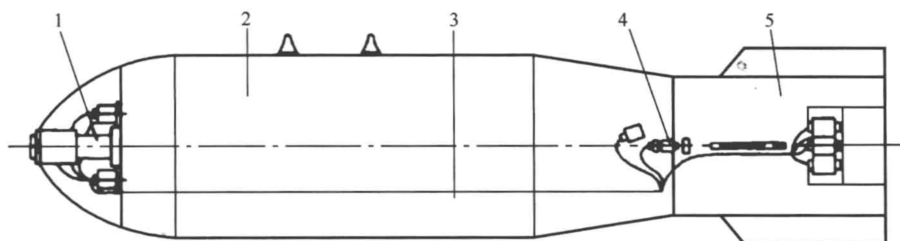


图 5-29　ОДАБ-500П 整体式二次引爆航空云爆弹的结构简图

1-引信装置；2-战斗部；3-电缆；4-解脱机构；5-伞舱

此航弹全弹重 466 kg(无包装)，弹长 2280 mm，壳体厚度为 1 cm，弹内装填戊二烯燃料 245 kg，爆破杀伤面积为 1779 m^2(有生力量)或 2640 m^2(停机坪飞机)。可以看出，此

航弹主要由战斗部2、带有减速伞系统的伞舱5、解脱机构4和引信装置1构成。

ОДАБ-500П 云爆弹战斗部由弹体、液体燃料、收集器、6个周边装药、中心装药和次级装药等组成，如图5-30所示。

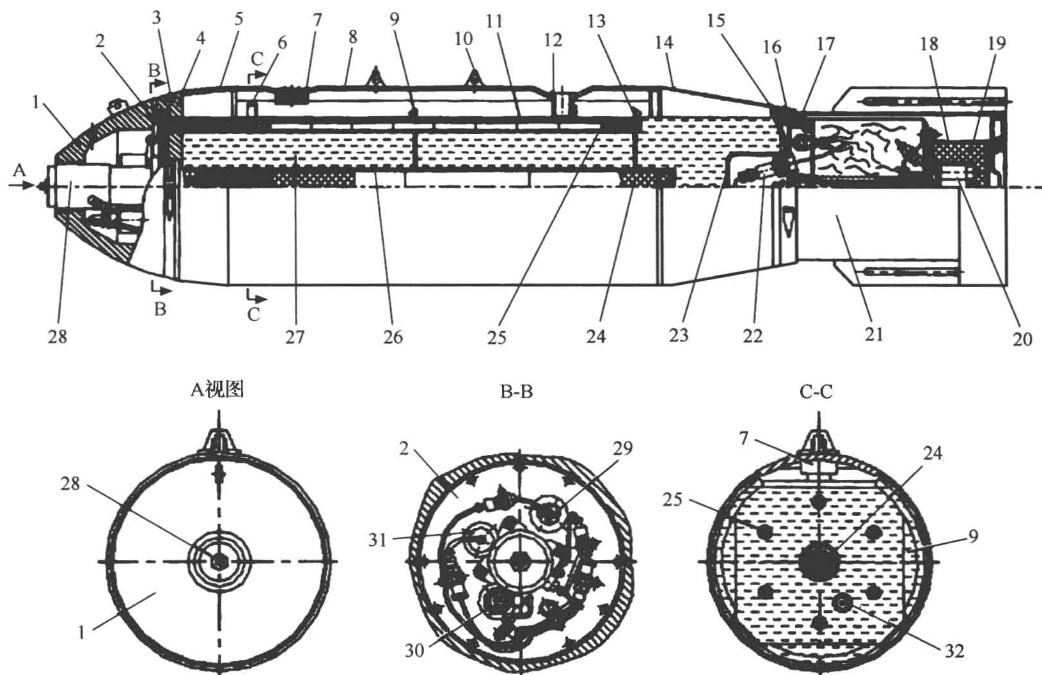


图5-30　燃料空气炸弹结构示意图

1-头部弹体；2-收集器；3-开口杯；4-前端圆盘；5-拱形体；6-内置圆环1；7-衬套1；8-圆柱体；9-隔板；10-弹耳；11-周边圆管；12-衬套2；13-内置圆环2；14-锥体；15-弹底；16-开口环；17-伞舱圆环；18-二级装药壳体；19-次级装药；20-二次引信；21-伞舱；22-传感器；23-环行体；24-中心装药；25-周边装药；26-中心圆管；27-燃料；28-提前器；29-电源组件；30-转换机构；31-一次引信；32-电缆管

弹体包括头部弹体、中部弹体和弹底等三部分。

头部弹体为铸钢件，其外形表面为拱形，前面的中央通孔和分段式内腔用于安装和放置引信装置的组件。在弹头部上方的吊耳平面上焊有挡板，挡板上有纵向孔，当炸弹挂上挂弹架时，用于调整电缆，该电缆用于传输来自载机上的电脉冲。中部弹体是由前端圆盘、拱形体、锥体、带有杯形体的弹底、中心圆管、6个周边圆管、电缆管、内置圆环和2个薄板焊接起来的钢质结构。弹体的头部和中部通过开口环紧紧连接在一起。

前端圆盘是弹体的前控制板，用于固定引信装置、收集器和所有的内置圆管，并起到和头部弹体的连接作用。在圆柱体内填放3 mm厚的薄片和6 mm厚的嵌入加强筋，在嵌入物上焊有2个吊耳、2个衬套。2个吊耳间距为250 mm。前面的衬套用于向弹体内灌装燃料；后面的衬套用于放进弹架上的固定支柱或包装笼里的运输销，以保证炸弹的固定。

弹底是弹体结构的承力部件，用于固定连接伞舱，固定连接方法与弹体头部和中部的连接方法相同。环形体用来放置传感器和电点火管的插销式接头及电缆。

中心圆管(直径为 8 cm)里放置有传爆药、导爆索和 3 块中心装药(总重 6.9 kg)。6 个周边圆管(直径为 2 cm)里安放有导爆索、传爆药和 9 块周边装药(周边装药总重 2.6 kg)。周边装药和中心装药的作用是爆炸时打开战斗部壳体,将燃料撒入空气中,形成由燃料液滴、水蒸气和空气混合而成的云雾团。周边药柱和中心装药之间由 5 cm 导爆索连接,因此中心装药的起爆大约比周边装药的起爆延时 6 μs,这样可使壳体先受力,利于燃料的分散。电缆管里放置电缆,用于连接头部与吊伞里引信装置之间的电路。

内置的圆环和薄板的主要作用是保证结构的强度,此外,薄板还可减少炸弹在改变空间位置时液体燃料的晃动。收集器用来安装导爆索和引信装置。次级装药装在铝合金壳体内,壳体固定在伞舱里,次级装药的作用是引爆云雾团。

ОДАБ-500**П** 航空云爆弹总的工作过程可以简单概括为五步:第一步,投弹,挂弹架向航空引信装置发出电脉冲,航空引信装置开始按规定程序工作;第二步,次级装药和减速伞在(1.2±0.2)s 内被抛出,开伞;第三步,电脉冲在(4.2±0.2)s 时传到提前器的电点火管使其开始工作;第四步,航空引信装置在(5.7±0.3)s 时全部解除保险,处于待发状态;第五步,云爆弹遇到目标后周边装药和中心装药被起爆使弹内燃料形成云雾,延时 130～200 ms 后由次级装药引爆云雾摧毁目标。

5.5.2　聚能开壳整体式战斗部结构

整体式战斗部与子母式战斗部最大区别在于壳体强度高,其基本结构见图 5-31。战斗部壳体主要由筒壁、加强腹板、中心分散装药管等构成,弹体强度比较高,且结构有时会不对称,只是依靠两次引爆型云爆战斗部 1%左右的分散装药无法实现整体式战斗部的破壳和云爆燃料的有效分散,必然影响云爆燃料威力的发挥。基于云爆弹燃料先分散后爆轰的作用特点,对于整体式战斗部强壳体这一特性,必须采取相应的开壳措施。

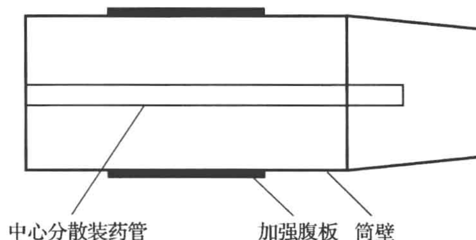


图 5-31　整体式战斗部结构示意图

要解决整体式云爆弹战斗部强壳体与低比例中心分散装药之间的矛盾,设计结构时首先考虑采取辅助破壳方法,以减少战斗部壳体对燃料分散的约束作用。可采取的辅助破壳方法是降低壳体强度或加大破壳能力,具体方法主要有以下三种:增加辅助分散装药;采用聚能切割方法在中心分散装药作用前切割弹体,减小弹体强度对云爆燃料分散的影响;在战斗部内壁刻预制槽,刻槽数量和深度由弹体强度及材料、厚度等确定。再者为了提高二次引爆的可靠性,需采用定点强起爆方法,结构设计要保证破壳时不能干扰二次引信。

聚能切割开壳方法为:依据战斗部的直径大小,沿战斗部壳体筒壁圆周均匀布设 4～

6 个切割器，切割器敷设见图 5-32。

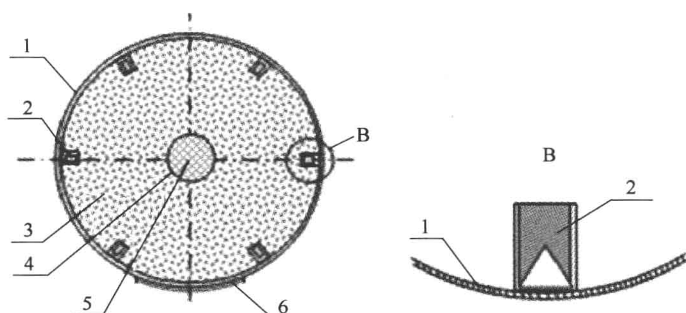


图 5-32　切割器布设示意图

1-战斗部壳体；2-切割器；3-云爆燃料；4-中心管；5-中心药；6-加强板

聚能切割开壳作用过程为：当一次引信作用后，首先起爆切割器，做到切割器作用早于中心分散装药，以实现战斗部开壳早于燃料分散，从而解决战斗部强壳体对燃料分散的影响，以形成较大的云团，提高云爆战斗部的杀伤效果。

5.5.3　预制槽开壳整体式战斗部结构

对云爆战斗部除采用聚能技术进行破壳外，对战斗部壳体采取预处理也可取得较好的破壳效果，预处理方法主要采用在战斗部壳体上预制刻槽，刻槽采用“V”形结构，见图 5-33。刻槽方向沿战斗部轴线方向，一般在环向均匀刻制 4～6条，即在上述战斗部壳体布设切割器的部位采用预制刻槽。考虑到刻槽对战斗部强度的影响，刻槽深度一般不超过壳厚的 1/3。

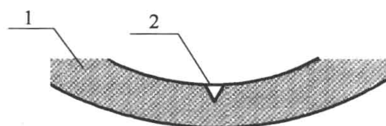


图 5-33　战斗部壳体刻槽形式

1-战斗部壳体；2-切割器

对于预刻槽云爆战斗部，通常其结构对称性相对较好，通过在壳体上预制刻槽，在中心分散装药作用下，刻槽处能形成应力集中，使战斗部壳体沿预制刻槽位置破裂，这样才可形成比较对称的云雾。火箭弹云爆战斗部是比较适合预刻槽的云爆战斗部，图 5-34 为设计的整体式火箭弹云爆战斗部。该战斗部直径约为300 mm，高 1200 mm，为圆柱形结构，在战斗部壳体内侧轴向均匀布设 6 条刻槽，刻槽深度取壳体厚度的 1/3。为了考核刻槽对开壳的影响，进行了外场分散试验。

把装填燃料的云爆弹战斗部布设于钢架上，钢架高 1200 mm。用雷管起爆中心分散装药，通过高速分析系统对燃料分散过程进行拍摄，记录的燃料分散过程见图 5-35。图 5-36为回收的战斗部破裂壳体，该壳体分成了 6 块，破裂位置均在刻槽处。

从云雾分散情况看，对于对称的战斗部壳体采用刻槽技术能够满足云雾分散要求，能形成较理想的扁平云团，但云雾外沿锯齿较明显，这主要是刻槽条数较少所致，可以通过增加刻槽数量来弥补。因此，整体式战斗部采用壳体内部刻槽技术能够实现壳体的均匀破裂。

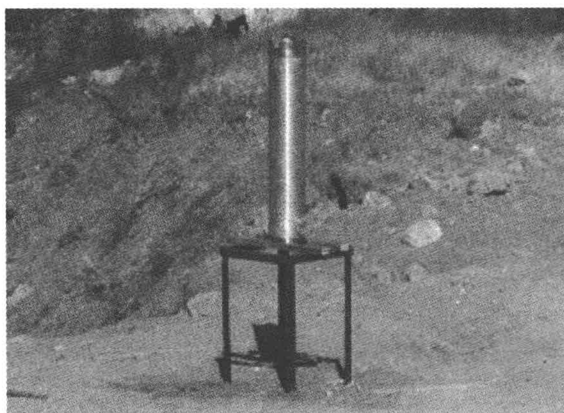


图 5-34　整体式云爆战斗部

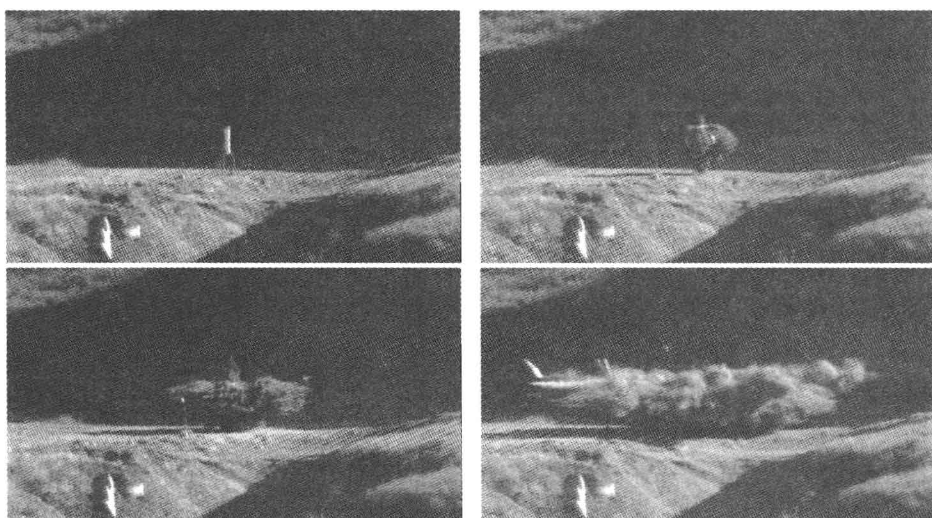


图 5-35　整体式装药云爆弹战斗部分散结果

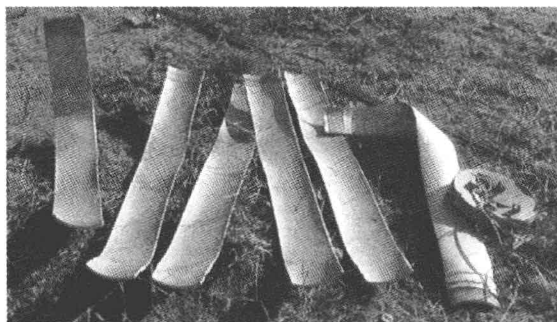


图 5-36　试验回收的壳体破片

5.5.4　整体式云爆战斗部数值分析

由于云爆弹战斗部作用原理的特殊性，燃料的分散状态直接影响战斗部的作用威力，燃料分散又受战斗部壳体破裂的直接影响，针对试验研究的局限性，采用数值分析的方法，对整体式战斗部壳体的作用规律进行了相关分析[26]。

1. 壳体厚度影响规律

在整体式两次引爆云爆战斗部计算模型尺寸的确定过程中，计算精度和计算量的大小是必须权衡的两个方面。在保证计算精度的条件下，采用战斗部实际尺寸建立模型，会使战斗部作用过程的模拟更真实。但模型增大会导致节点数的剧增，对计算设备的要求非常高，实现起来难度很大。为降低节点数、减小计算量，通常采用小尺寸缩比模型进行计算。研究表明云爆战斗部的作用过程符合相似律原理[27]，因此采用小尺寸缩比模型计算是有意义的。

整体式云爆战斗部的计算模型尺寸为：壳体材料选择钢；圆柱侧壁壳体长为 70 cm、直径为 25 cm、厚度为 0.5 cm；中心分散装药药柱直径为 2.8 cm、药柱长 50 cm；端板厚度为 2.0 cm。根据强度计算结果和战斗部的设计经验，壳体厚度取 0.3～1.0 cm，按 0.3 cm、0.5 cm、0.6 cm、0.8 cm、1.0 cm 五个等级分别计算；模型中壳体半径以壳体单元的中截面为基准。

通过对计算数据的后处理，得到燃料膨胀运动的初始过程作用规律。不同位置典型燃料单元的位移、速度时间关系如图 5-37 所示。不同装置中部燃料单元的位移、速度时间关系如图 5-38 所示，计算结果表明壳体厚度对燃料分散速度、位移值影响较明显。如图 5-39 所示，上端部燃料的分散速度受壳体厚度影响的规律也比较明显，即壳体越厚，燃料的分散速度越低；下端燃料单元的速度波动较大，壳体厚度的影响规律不明显。

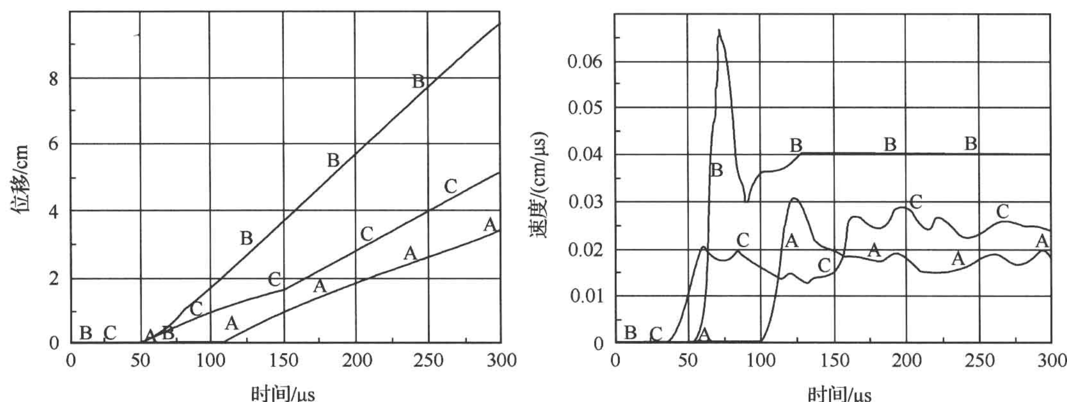


图 5-37　典型燃料单元的位移、速度时间关系图

由于中部燃料单元的分散速度最大，中部燃料的分散半径即代表了云雾的分散半径，因此把中部燃料单元的初始分散速度作为燃料的初始分散速度。通过对计算数据的分析，得到燃料单元的初始分散速度与壳体厚度的对应关系曲线见图 5-40，燃料单元初始

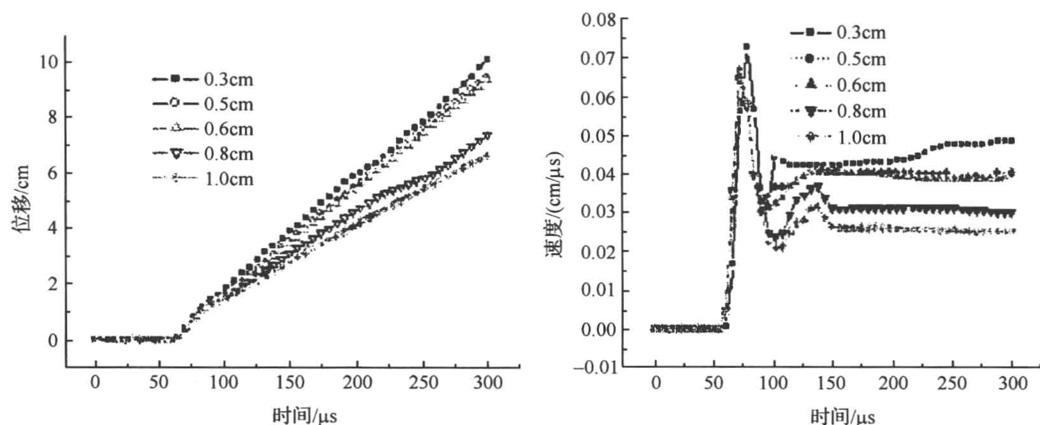


图 5-38　不同装置中部燃料单元的位移、速度时间关系对比图

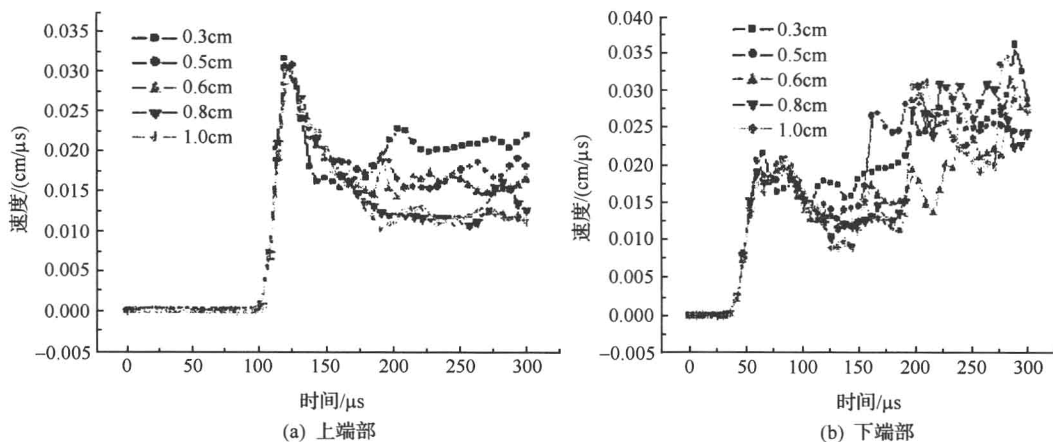


图 5-39　不同装置上、下端部燃料单元的速度时间关系对比图

速度 v_{fuel} 与壳体厚度 δ 的拟合关系见式(5-77)。根据这个公式可以计算相同条件下、不同厚度壳体战斗部的燃料单元的初始分散速度。

$$v_{\text{fuel}} = 0.06092 - 0.04349\delta + 0.00776\delta^2 \tag{5-77}$$

在战斗部的作用过程中，燃料在冲击波作用下形成第一个速度峰值，随后受到壳体的约束而减速。壳体厚度的影响主要体现在燃料减速阶段的最小值上，壳体厚度越大，速度最小值越小。这主要是由于壳体越厚，对燃料径向运动的约束作用越强。

可见，端部位置不同燃料单元受壳体厚度的影响也不同。在靠近战斗部轴线的燃料单元的轴向速度变化不大，燃料单元所在位置的半径越大，燃料单元受壳体厚度的影响越大。如图 5-41 所示，随着壳体厚度增加，顶部边缘燃料单元的轴向速度分量增大。这是由于在端板厚度不变的条件下，壳体侧壁厚度越大，对燃料单元的径向运动约束越强，而燃料端部的约束相对减弱，燃料的轴向分速度增大。这说明随着壳体厚度的增加，燃料云雾的分散半径会相对减少，而云雾的高度会相应地增大。

从计算分析的结果来看，薄壳战斗部壳体破裂均匀，对燃料分散过程的影响不大，而

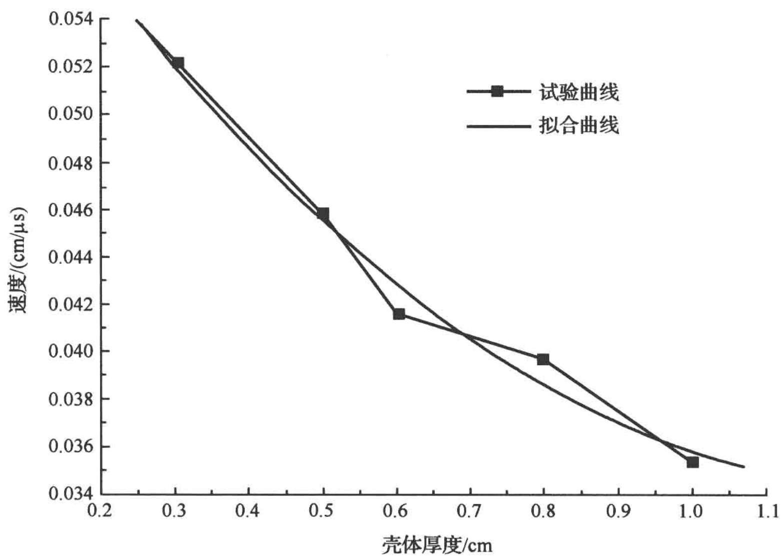


图 5-40　燃料单元初始分散速度与壳体厚度关系的拟合曲线图

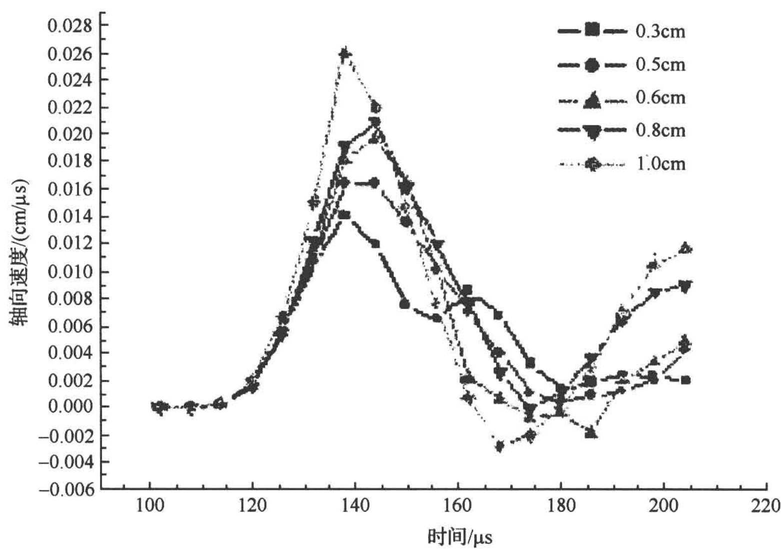


图 5-41　顶端燃料单元的轴向速度分量与时间关系图

且壳体对燃料径向运动的约束小，有利于形成扁平状的云雾。因此，在战斗部的结构设计中，在保证强度要求的前提下，壳体厚度尽量取相对小的值。

2. 加强结构的影响规律

云爆战斗部的杀伤作用以云爆产生的大面积超压为主，破片的杀伤作用只是辅助作用。因为在云爆战斗部的作用过程中，形成破片的初速度比一般杀伤爆破战斗部要低得多，破片体积相对较大，且破片数量较少。通常云爆战斗部的有效质量指的是战斗部中填

装燃料的质量。在整体式两次引爆云爆战斗部的结构设计中，壳体厚度增加会使战斗部的整体质量显著增加，战斗部的有效质量比减少，同时由于壳体的膨胀破裂过程消耗了更多的能量，降低了中心分散装药能量对燃料分散作用的有效利用率。因此在战斗部的结构设计过程中，如何在保证壳体强度的条件下，降低壳体质量始终是战斗部结构设计中的一个重要问题。

为减轻战斗部壳体质量，可以采用局部加强的结构设计。由于壳体局部加强，强度不同的壳体单元的膨胀、破裂程度是有差异的，必然会影响燃料分散速度周向分布的均匀性。在云爆战斗部的作用过程中，云雾形状和浓度分布决定了云雾起爆性能，而燃料分散初速度的周向分布规律是决定云雾形状和浓度分布的重要因素。因此，本书对加强结构战斗部作用过程的影响规律进行了数值分析。

1）加强结构战斗部数值模型

由于运输、吊挂等勤务处理及使用要求，整体式云爆战斗部壳体采用局部加强方式，被加强处称为加强带，加强带所对应的圆心角称为加强角度。如图 5-42 所示，计算模型中壳体结构的加强方式为纵向加强，图中用轮廓线表示的单元是未加强的壳体单元，用实线表示的是加强的壳体单元。加强部分壳体厚度选择 0.8 cm、1.0 cm、1.2 cm 三个等级；加强角度选择 60°、90°、120°三个等级。模型的计算如表 5-5 所示。

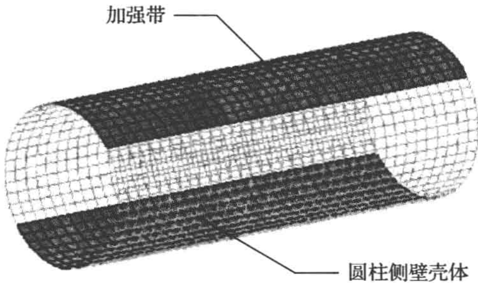


图 5-42　加强壳体结构示意图

表 5-5　加强结构战斗部计算条件

序号	加强部分壳体厚度/cm	未加强壳体厚度/cm	加强角度/(°)	加强带数量/个
1	0.8	0.5	60	2
2	1.0	0.5	60	2
3	1.2	0.5	60	2
4	1.0	0.5	120	2
5	1.0	0.5	90	2

计算模型壳体单元选用 SHELL163 单元，加强部分的壳体半径以壳体单元中截面为基准，未加强部分壳体与加强部分壳体单元的基准面相同，壳体端板、燃料和中心装药仍然采用 SOLID164 单元。

2）数值分析结果

典型壳体单元位移、速度时间关系如图 5-43 所示，B 为加强壳体单元，A 为未加强壳

体单元。

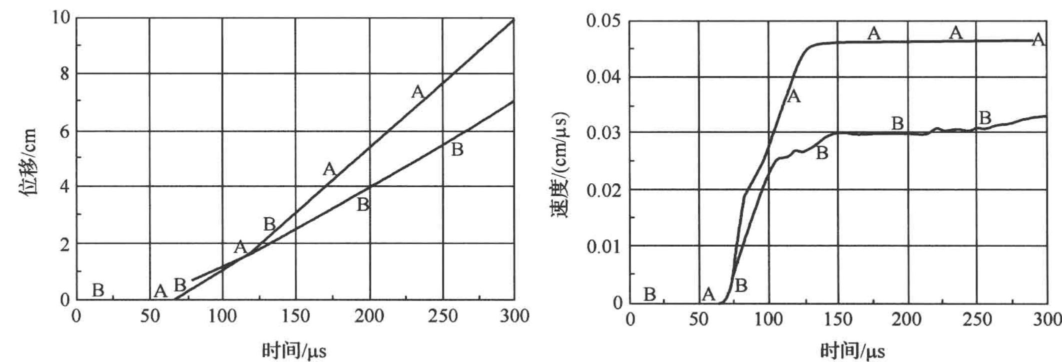


图 5-43　典型壳体单元位移、速度时间关系图

计算结果表明，加强结构对战斗部作用的影响主要体现在壳体膨胀速度周向分布的不均匀性上。在膨胀过程中，未加强壳体单元的位移值大，加强壳体单元的位移值小；未加强壳体单元的膨胀速度快于加强壳体单元的膨胀速度。在加强带厚度为 1.0 cm，加强角度为 60°的壳体装置中，在 300 μs 时，未加强部分壳体单元的膨胀速度为 464.5 m/s，比加强壳体的膨胀速度高 40.5%。不同加强厚度壳体单元的膨胀速度对比见表 5-6。

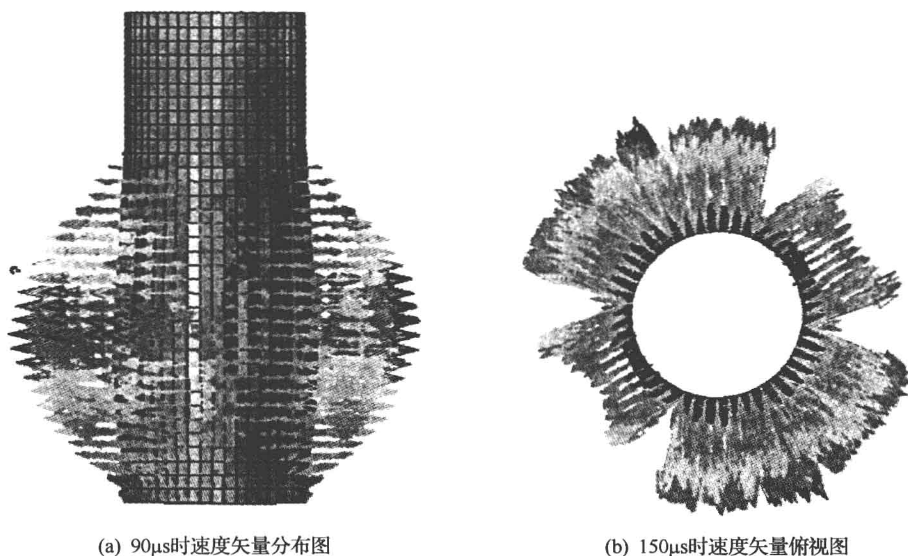
表 5-6　中部加强壳体单元与未加强壳体单元的速度对比表

序号	加强角度/(°)	加强厚度/cm	未加强壳体单元膨胀速度/(m/s)	加强壳体单元膨胀速度/(m/s)	速度比/%
1	60	0.8	477.3	352.3	135.5
2	60	1.0	464.5	330.7	140.5
3	60	1.2	444.7	291.5	152.6

加强结构战斗部壳体膨胀速度矢量分布如图 5-44 所示，加强壳体单元的膨胀速度明显低于未加强部分壳体单元，在图中可以清楚地看到壳体单元的膨胀速度在轴向分布和径向的大小与方向差异。

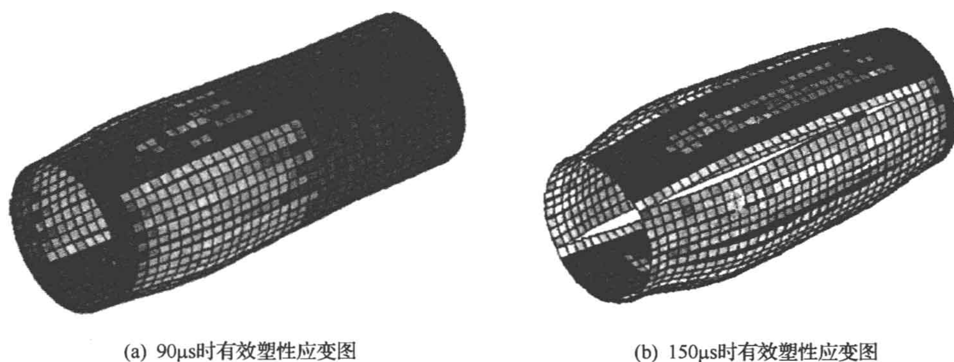
由计算数据处理后，得到壳体塑性应变的分布如图 5-45 所示，可见壳体塑性应变的周向分布是不均匀的。未加强部分壳体的塑性应变值大于加强壳体的塑性应变值，靠近加强带的壳体单元的塑性变形值最大，并在此处首先出现裂纹。加强带部分的壳体破裂不完全，在加强带厚度较大时，整个加强带部分形成了一个大破片。与均匀壳体战斗部相比，加强结构的战斗部壳体破裂时间早，壳体单元膨胀程度低，破片大小不均匀。图 5-46 所示的典型中部壳体单元有效塑性应变时间关系表明，加强壳体单元塑性变形值小、壳体破裂时间晚，变形经历的时间长。在 300 μs 时，加强壳体单元的有效塑性应变值约为未加强的壳体单元的 60%。未加强壳体单元的塑性变形值在 130 μs 左右就达到最大值，壳体在这时已经破裂；加强壳体单元的塑性变形值约在 275 μs 左右达到最大值，未达到壳体材料的断裂应变值，说明壳体尚未破裂。

为研究加强厚度对战斗部作用过程的影响规律，分别对比了不同加强厚度的装置，未



(a) 90μs时速度矢量分布图　　(b) 150μs时速度矢量俯视图

图 5-44　壳体膨胀速度矢量分布图(加强厚度为 1.2 cm)



(a) 90μs时有效塑性应变图　　(b) 150μs时有效塑性应变图

图 5-45　加强厚度为 1.2 cm 的战斗部壳体有效塑性应变分布图

加强部分典型壳体单元的位移、速度时间关系如图 5-47 所示,加强部分典型壳体单元的位移、速度时间关系如图 5-48 所示。对比结果表明,在相同的加强角度条件下,随着壳体加强带厚度的增加,壳体单元的位移和速度的周向分布越不均匀。加强壳体单元与未加强壳体单元间的位移、速度差值随着加强带厚度的增加而增大;未加强壳体单元位移时间关系曲线比较接近,速度相差也不大,加强壳体单元位移和膨胀速度随着加强带厚度增大而减小。

加强带厚度不同的战斗部壳体单元的塑性应变时间关系如图 5-49 所示。计算结果表明,在加强带厚度为 1.2 cm 的战斗部中,未加强部分的壳体破裂时间最早。这是因为圆柱壳体在爆炸载荷作用下,首先在相对薄弱的部位破裂,在加强带厚度为 1.2 cm 的战斗部中,未加强部分壳体的相对强度最弱,因此壳体破裂的时间最早。加强带厚度为 0.8 cm的战斗部两个部分破裂时间相差较小。在加强厚度为 1.0 cm 的战斗部中,加强和未加强部分壳体单元的塑性应变值都相对较大,说明加强带厚度为 1.0 cm 的战斗部在破

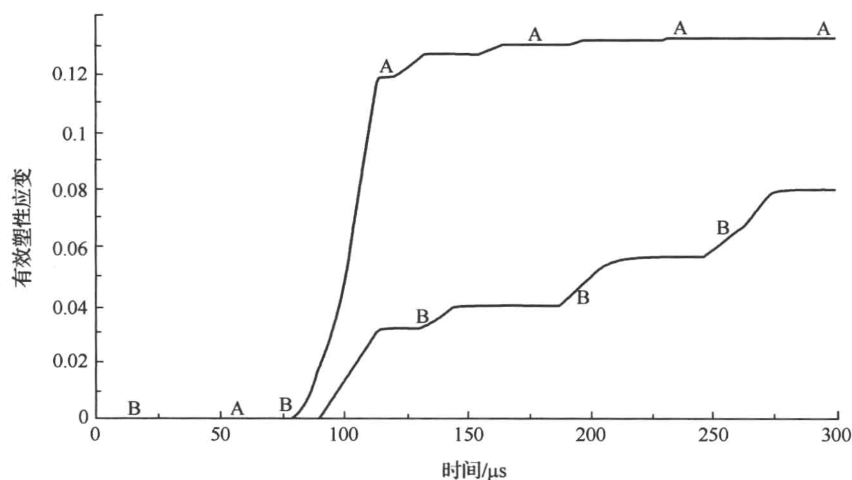


图 5-46　加强厚度为 1.0 cm 的典型壳体单元塑性应变时间关系图

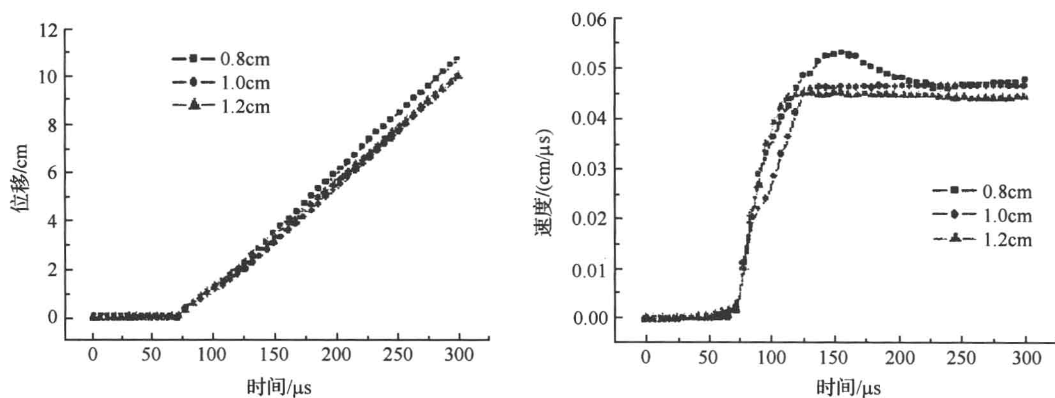


图 5-47　未加强壳体单元位移、速度时间关系对比图

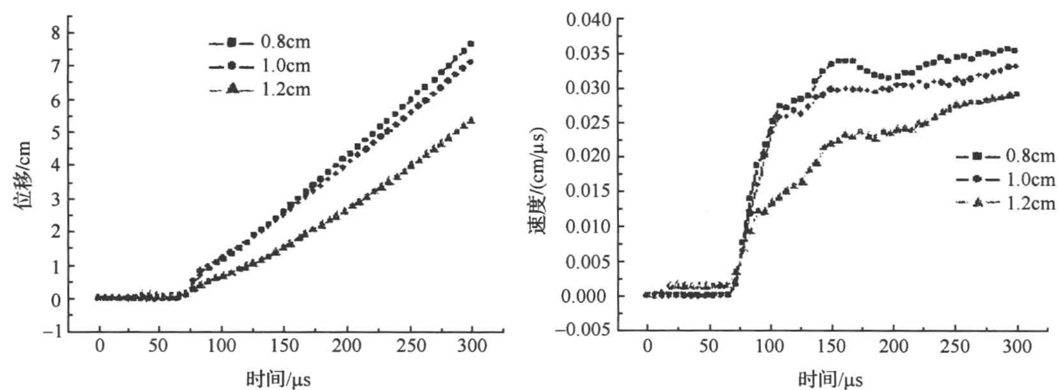


图 5-48　加强壳体单元位移、速度时间关系对比图

壳之前，整体的膨胀程度最大，从而有利于燃料的分散。

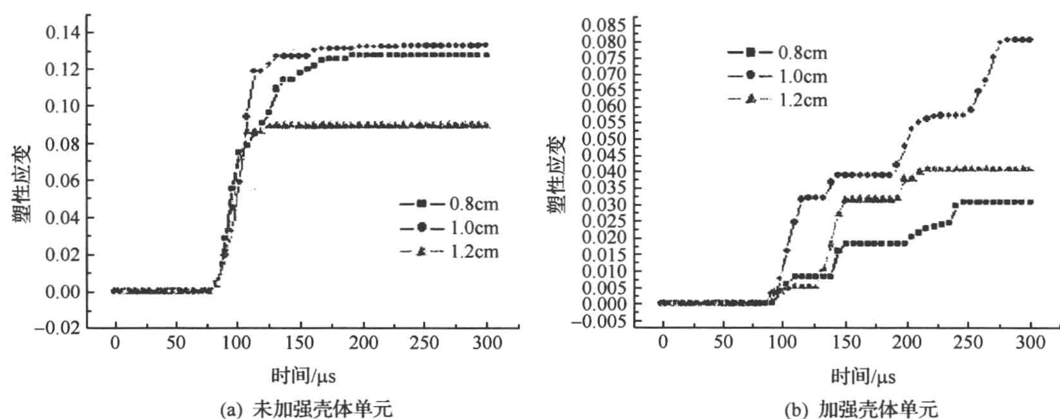


图 5-49　未加强、加强壳体单元有效塑性应变时间关系图

为研究加强角度对战斗部壳体膨胀破裂过程的影响，在图 5-50、图 5-51 中分别对比了不同加强角度战斗部中加强壳体与未加强壳体单元的位移、速度时间关系。对比结果表明，各装置的厚壳单元位移、速度时间关系比较接近，说明加强角度对加强壳体单元的

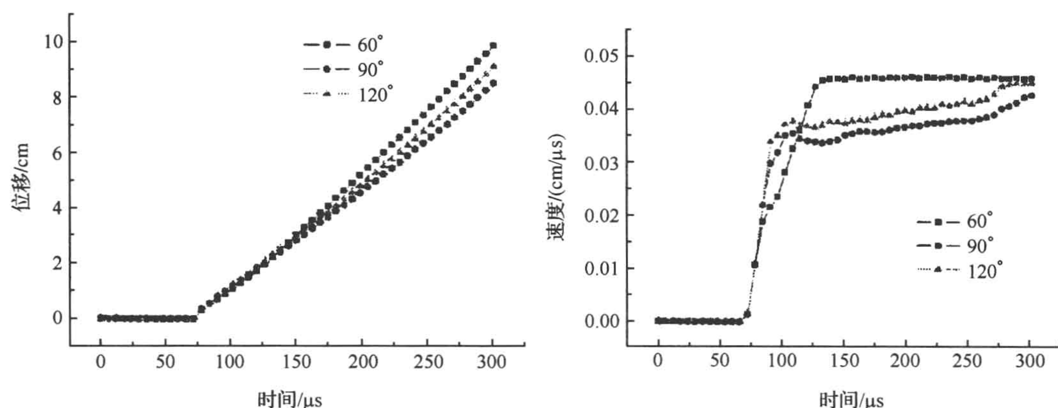


图 5-50　不同加强角度战斗部的薄壳单元位移、速度时间关系图

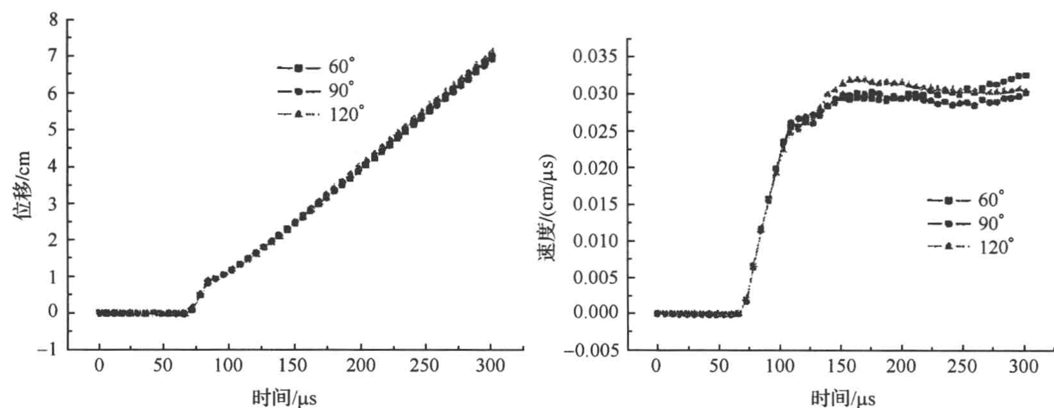


图 5-51　不同加强角度战斗部的厚壳单元位移、速度时间关系图

运动特性影响较小，加强角度对薄壳单元的影响要相对大一些。加强与未加强壳体所对应的角度差越大，两者壳体单元的膨胀速度差值越大。

通过对整体式战斗部壳体结构作用规律的数值分析表明，在战斗部的结构设计过程中，采用均匀壳体结构有利于燃料周向分布均匀。在保证强度要求的前提下，应尽量减小壳体厚度。采用局部加强壳体结构可以减轻壳体质量，提高战斗部的燃料装填比。单从结构设计上来说，可以通过改变加强带厚度和加强角度来调整壳体的膨胀破裂状态。即可以通过对加强带厚度和加强角度的调整来实现对壳体单元速度周向分布的控制，从而达到控制燃料云雾最终形状和燃料浓度分布的目的。

参 考 文 献

[1] 许会林，汪家骅. 燃料空气炸药. 北京：国防工业出版社，1980：5
[2] Falterman C W. Method for fuel air explosive. AD-A006438/6/HDM，1975
[3] Dennis J A. SLUFAE-Long range minefield breaching system tested. Army Research and Development News Magazine，1976，17(5)：14-15
[4] Glass C A. Fuel-Air Explosive bomblet. U. S. P. ，3，940，443， 1976
[5] 张昕. 科学视算技术在燃料空气炸药武器终点效应研究中的应用研究. 北京理工大学硕士论文，1995
[6] 诸德放，陆廷金. 一种整体型云爆弹及其引信系统浅析. 现代引信，1996，(21)：29-33
[7] 南京航空学院一○五教研室编译. 降落伞资料选编. 北京：国外航空编辑部，1973
[8]《降落伞技术导论》编写组. 降落伞技术导论. 北京：国防工业出版社，1977
[9] 北京理工大学. FAE 静爆试验报告，2001
[10] 肖绍清. FAE 燃料分散及其控制研究. 北京理工大学博士学位论文，1999
[11] Gardner D R. Near_field dispersal modeling for Fuel-air-explosive. 0686(1990)SAND 90 1990
[12] Glass M W. Far-field dispersal modeling for Fuel-air-explosive. SAND 90-0528
[13] Gardner D R，Glass M W. A coupled near-field dispersal model for fuel-air-explosives. Sandia National Laboratories Report， SAND90-0687 1990
[14] Popoff I G，Thuman W C. Research Study on the Dissemination of Solid Liquid Agents Final Report. Menlo Park， California. Stanford Research Institue
[15] Duvall G E. Equations of state of liquids and calculation of waste heat. AD 802180，1966
[16] Zabelka R J. Lloyd H，Smith. Explosively Dispersed by High Explosives. ADA064799
[17] 薛社生. 液体燃料的爆炸抛撒研究. 南京理工大学博士学位论文，1997
[18] 北京理工大学. 地一地导弹子弹分散试验报告，1997
[19] 肖绍清. 分散药厂型装药控制二次引爆型 FAE 云雾研究. 火炸药学报，2006，29(2)：10-14
[20] 北京工业学院八系《爆炸及其作用》编写组. 爆炸及其作用(上册). 北京：国防工业出版社，1979
[21] Cook M A， Miller A R. The detonation of solid explosive. Proc Roy Spc，1948， A194： 486
[22] 肖绍清，白春华，李晋. FAE 云雾控制因素的优化研究. 火炸药学报，1999，(2)：11-14
[23] 张胜民. 基于有限元软件——ANSYS 7. 0 的结构分析. 北京：清华大学出版社，2003
[24] 赵海欧. LS-DYNA 动力分析指南. 北京：兵器工业出版社，2003
[25] 李向东，钱建平，曹兵等. 弹药概论. 北京： 国防工业出版社，2004
[26] 王飞. 整体型两次引爆 FAE 战斗部技术研究. 北京：北京理工大学博士学位论文，2004
[27] 张奇，白春华. 燃料抛撒过程中的相似律. 北京理工大学学报，2000，20(5)：651-655

第 6 章　一次引爆型云爆控制

6.1　已有一次引爆方法可行性分析

“一次引爆”方法实际上就是直接起爆方法，或称为燃料自身起爆方法，美国和加拿大等国家做了大量的基础研究和试验研究。在理论研究方面，SWACER 机理即非常迅速的冲击波放大机理是一项重要的进展。目前研究的直接起爆方法主要有化学催化法、光化学起爆法、燃烧转爆轰法、高速湍动热喷流法、分散引爆法等。

6.1.1　化学催化法

1. 化学催化法原理

实现一次引爆的化学催化法[1~3]有两种：一种方法是在燃料空气云雾形成的同时散布化学试剂，或利用燃料本身的化学结构使云雾经过一定的诱发期后自行爆轰；另一种方法是燃料的散布和燃烧是高速度的，其速度可使整个云雾与空气界面的运动速度相当于燃料和空气爆轰波中的粒子速度，随后发生燃料空气炸药爆轰。

加拿大麦克吉尔大学的研究工作就是基于上述第一种方法。1979 年利用碳氢混合物（丁烷-空气、丙烷-空气）中喷射氟进行试验，将氟和氧（最优配方为 10%氟和 90%氧）的混合物喷射到含有丙烷-空气混合物（理想配比）的容器中，获得了爆轰的直接引发。图 6-1 给出了试验装置的示意图。

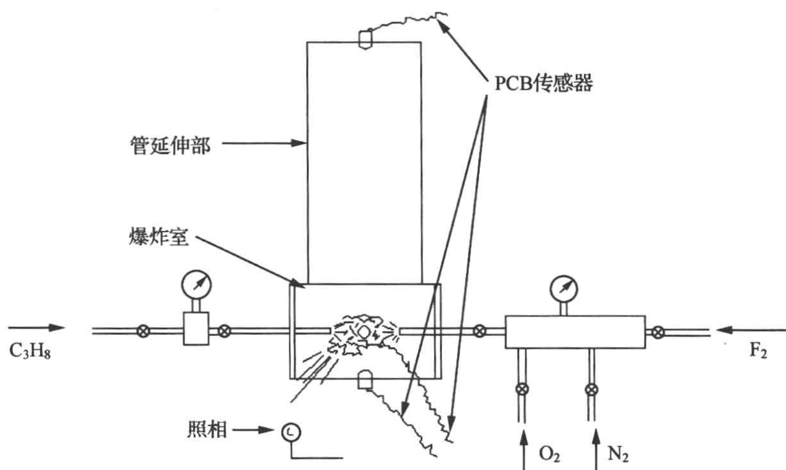
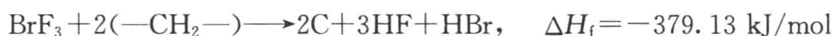


图 6-1　氟催化点火试验示意图

在氟与丙烷混合过程中，两者反应形成不稳定的基团（C_3H_7），然后在氟的作用下，通

过键破裂机理迅速发生氧化反应，并导致丙烷-空气混合物的点火和最终的爆轰起爆。

美国大西洋研究公司和美国空军采用前述第二种化学催化起爆方法。利用液体燃料和 ClF_3(CTF)或 BrF_3(BTF)催化剂进行试验。在实验室内的试验结果表明:通过非常迅速的燃料和催化剂的喷洒，使催化剂进入碳氢化合物燃料的周围，燃料混合物在周围的空气中形成云雾并燃烧，随之可获得有效的云雾爆轰。本引爆方法是燃料的分散和燃烧同时进行的，碳氢燃料与催化剂反应放出大量的热，并明显地加速碳氢燃料分散，如 BrF_3 和 ClF_3 与碳氢燃料的反应方程式为

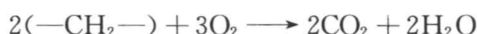


$$BrF_3 + 2(-CH_2-) \longrightarrow 2C + 3HF + HBr, \quad \Delta H_f = -379.13 \text{ kJ/mol}$$



$$ClF_3 + 2(-CH_2-) \longrightarrow 2C + 3HF + HCl, \quad \Delta H_f = -704.33 \text{ kJ/mol}$$

上述反应进行十分激烈，具有爆炸性，可以迅速加热燃料-氧混合物并诱发燃烧反应



$$2(-CH_2-) + 3O_2 \longrightarrow 2CO_2 + 2H_2O$$

燃料燃烧产生爆炸波，爆炸波使空气受到强烈扰动，且迅速受热加速了燃料的分散。这样相互作用使燃料空气炸药的爆炸效应增大。为了证明这一概念是否适用于一次引爆，1978 年年底美国大西洋研究公司和美国空军开始进行了野外试验，其试验装置如图 6-2所示。在环形不锈钢容器内装起爆催化剂(ClF_3 或 BrF_3)，四周为液体碳氢燃料(柴油或庚烷，约 300 g)，中心安装抛散炸药装药。

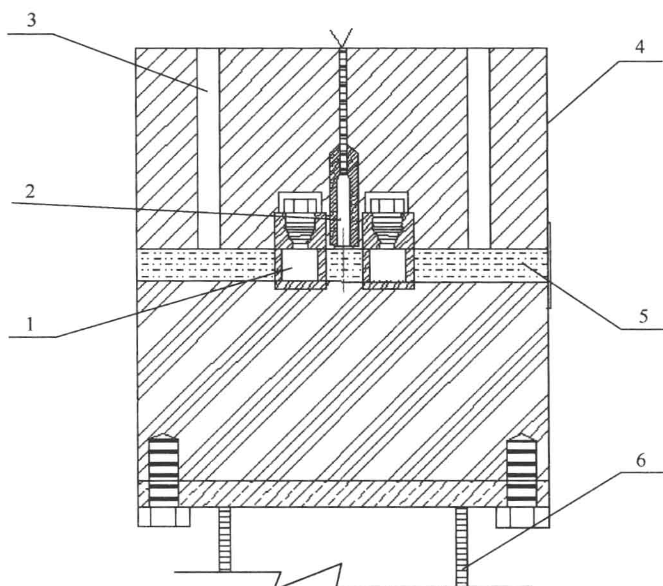


图 6-2　早期化学催化一次引爆试验装置(Ⅰ)

1-催化剂;2-8# 雷管;3-液体燃料填料口;4-圆钢件;5-液体燃料;6-钢管架

当起爆分散起爆装药后，装有催化剂的容器立即破裂并将液体驱散到周围的燃料中。催化剂与燃料反应并依靠中心炸药的爆炸被迅速驱入外围大气，从而形成云雾并产生一个强的初始冲击波，随空气进入云雾的氟立即与碳氢燃料反应并提高冲量遂产生云雾爆轰。图 6-3 给出了冲击波压力与距离之间的关系。

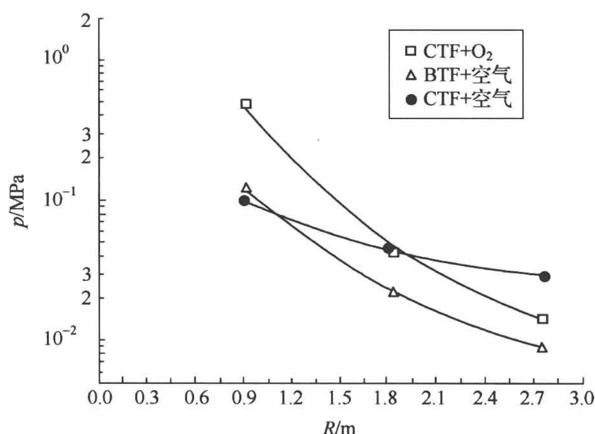


图 6-3　冲击波与距离的关系

由图 6-3 可知用 BTF 的燃料空气反应比用 CTF 衰减得更迅速，从而说明 CTF 燃料反应能量完全由燃料喷洒过程来吸收，但 CTF 比 BTF 产生更多的自由基。CTF 与氧的反应曲线表明，靠近试验弹附近的冲击波压力相当高，所对应的冲击波马赫数可能接近 7，但衰减很快，因此燃烧能释放率受自由基浓度和云雾中氧的输入量控制。

为了获得燃料与催化剂(CTF 或 BTF)的混合效果，以及迅速喷射到大气中以获得较高的空气输送率和自由基浓度，在进一步试验的基础上，给出了如图 6-4 所示的试验结构。

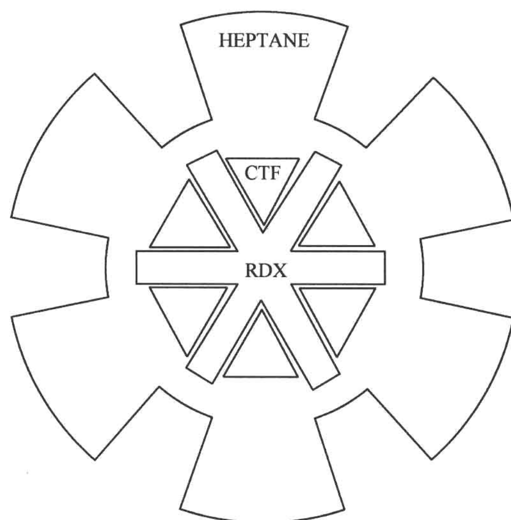


图 6-4　早期化学催化一次引爆试验装置(Ⅱ)

该装置利用中心空心装药射流效应增强爆炸推力，能高效地将燃料和催化剂喷入周围的气体中，实现了云雾的一次引爆。这种模式值得进一步深入研究。

采用化学催化剂获得云雾的一次引爆是一种可行的方法，美国陆军的研究也证明了这一点。其试验装置与图6-4相似，但燃料可从挥发性液体（相对分子质量低的烷烃或环氧烷烃等）、铝粉、硼粉或其混合物中选定；化学催化剂可从正己基碳硼烷、异丁基碳硼烷、二茂铁、正丁基二茂铁等中选定；催化剂与燃料先混合（按90%～80%质量的燃料与10%～20%质量的起爆催化剂混合）并装在靠轴心的容器中，然后在中心炸药爆炸作用下，燃料和起爆化学催化剂同时喷射形成云雾。分散的催化剂促使燃料和大气中的氧气发生反应，产生燃料-空气混合物的爆炸性氧化作用。研究还指出，在缺氧的条件下（如高空中）欲达到爆轰，可在燃料混合物中加入爆轰增强剂，如双二氟氨基化合物（简称TVO-PA）或超细高氯酸铵。如果爆轰增强剂是1，2-二氟-3-氨基-乙氧基丙烷，在制备的燃料—催化剂混合物中，应包括占质量10%～20%的这种增强剂。在缺氧条件下获得爆轰，氧源的补充是靠加入的超细高氯酸铵提供的。采用三氟化氯、三氟化溴作催化剂的主要缺点是腐蚀性强、稳定性差、操作处理困难。

2. 化学催化法可行性

1）催化可行性

国内有关研究单位进行了无机氟化物对丁烷（C_4H_{10}）-空气混合物的催化点火试验。首先在直径为600 mm的球形塑料袋内装入按化学计量比预混的丁烷（C_4H_{10}）-空气混合气体，袋内初始压力为1 atm，然后将液态无机氟化物用活塞高速喷入塑料袋内的预混气体中，利用传感器探头伸入袋内测试其反应的超压结果。试验结果证明，预混气体在液态无机氟化物的作用下，能被可靠地点火，且产生0.5 MPa左右的超压。虽然该超压值还远未达到其C-J爆轰的压力，但试验结果及重复性表明，无机氟化物对预混可燃气体混合物具有较稳定的催化点火功能。

2）武器应用可行性研究

以无机氟化物作为催化剂进行燃料-空气混合物的点火，是为了解决云爆战斗部的一次引爆问题，以上试验研究虽然证明了所选用的无机氟化物对预混燃料空气混合物具有较稳定的催化点火功能，但该点火方式的武器应用可行性还有待进一步确认。另外，由于燃料是气体，在武器系统中实现和应用都有较大困难。

为了研究化学催化点火方式的武器应用可行性，以无机氟化物与液态燃料的作用为基础，进行相关试验。

（1）同时喷洒试验。由于无机氟化物点火方式是为了解决云爆战斗部一次引爆问题，因此在自由空间内，同时喷洒催化剂和燃料，利用无机氟化物对燃料云雾点火的试验研究，以确定该点火方式的武器可行性，图6-5为试验结构示意图。8#雷管将分散起爆装药（C4）引爆后，同时将点火剂（无机氟化物）和燃料（液态环氧丙烷）抛散，无机氟化物封装于特制聚四氟乙烯容器中，套入中心管置于燃料中心。先后以28 g和53.5 g分散起爆装药进行试验，表6-1为图6-5结构条件下5000 mL量级装置超压测试结果，图6-6为对应条件下爆炸场超压与距离的变化关系。

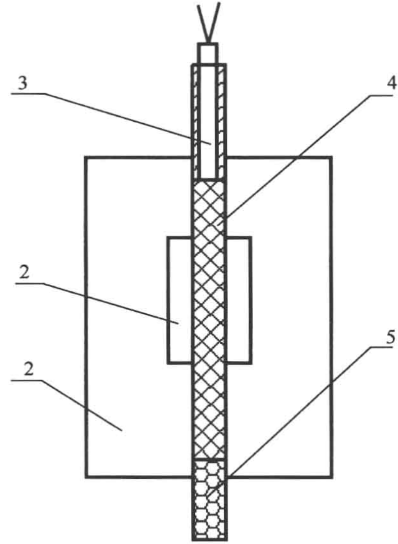


图 6-5　无机氟化物一次引爆结构示意图

1-液体燃料；2-液态无机氟化物；3-8# 雷管；4-中心装药；5-填充材料

表 6-1　无机氟化物一次引爆超压结果

序号	超压/MPa						中心装药/g
	0.48 m	0.94 m	1.50 m	2.04 m	3.15 m	5.05 m	
1	0.101	0.096	0.082	0.041	0.027	0.021	53.5
2	0.062	0.048	0.040	0.023	0.014	0.009	28

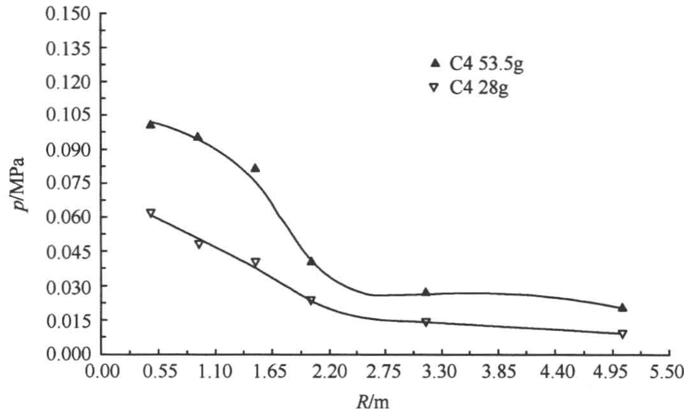


图 6-6　无机氟化物点火条件下爆炸场超压与距离的关系

可以看出，利用无机氟化物对液态环氧丙烷进行一次点火时，近距离处超压的衰减相对缓慢，但由于威力较小，最大值仅为 0.1 MPa 左右，试验结果仅为燃烧。但图 6-6 的结果表明，随着分散药量的增加，其爆炸场的威力还有进一步提高的可能。分析表明，一旦相应的燃料分散速度提高，燃料便能迅速地分散于较大范围，从而获得维持其进一步反应

的充足的氧，从而激化无机氟化物与燃料空气混合物的反应。

(2) 延时喷洒试验。通过对同时喷洒试验结果的分析，认为其超压值较低主要是由于无机氟化物对燃料的点火剧烈，此时燃料还来不及进行分散，燃料云雾中的氧浓度太低，不足以提供其完成爆轰的氧，因此仅发生了燃烧。欲使无机氟化物点火方式能引起燃料云雾发生爆轰，需对无机氟化物及燃料进行相关处理，使二者反应的诱导时间增加，从而使燃料能有充足的时间分散至氧浓度合适的状态，或在结构设计上予以考虑。开展以上相关工作之前，必须清楚地了解该无机物点火条件下，燃料最大能达到多高的威力，从而确定以上的尝试是否有必要，因此进行了无机氟化物对环氧丙烷燃料的延时喷洒点火试验。

利用 20 g C4 分散起爆装药对 500 mL 环氧丙烷液态燃料进行中心分散，当燃料云雾平均浓度为 130 g/m^3(此时已接近环氧丙烷与空气反应的化学计量比浓度)左右时，以 C4 炸药将无机氟化物喷入燃料云雾，观测其反应过程。由于此时燃料浓度为燃料空气混合物发生爆轰的理想浓度，认为此时无机氟化物与之能发生较完全的反应，对应的威力状态为无机氟化物对液态环氧丙烷直接点火的极限。表 6-2 为延时喷洒试验中以点火剂为中心不同位置处的超压结果。

表 6-2　无机氟化物延时点火超压结果

距离/m	0.48	0.94	1.50	2.04	3.15	5.05
超压/MPa	0.601	0.24	0.110	0.046	0.019	—

试验结果是燃料云雾发生了爆燃，对表 6-1 与表 6-2 试验结果进行比较分析可以看出，无机氟化物通过延时喷洒对燃料空气混合物进行点火，其威力相对于同时喷洒方式确有较大的提高，这说明同时喷洒方式通过相关改进，其爆轰的状态还有一定的上升空间，极限状态对应延时喷洒方式的点火。那么，其极限状态(即无机氟化物对液态环氧丙烷同时喷洒点火的理想状态)与高能炸药的两次引爆点火方式相比如何呢？下面的相关试验对该问题作出回答。

(3) 高能炸药的延时点火。将催化剂延时喷射，试验中的无机氟化物二次点火催化剂以 200 g C4 炸药代替进行对比试验，结果发生了较理想的爆轰。表 6-3 为距起爆中心不同位置的超压。

表 6-3　高能炸药延时点火超压结果

距离/m	0.48	0.94	1.50	2.04	3.15	5.05
超压/MPa	1.90	1.96	1.54	1.47	0.46	0.12

可以看出，高能炸药点火方式能使环氧丙烷燃料云雾达到理想的爆轰状态，云雾半径约 2 m 的范围内爆轰超压值较高，且压力场较均匀。

3) 结果分析

图 6-7 给出了环氧丙烷液体燃料分别在无机氟化物和高能炸药两种不同的点火方式下压力场的变化比较。

试验结果表明，同时喷散点火方式的爆轰状态还可能有一定程度的提高，但从延时

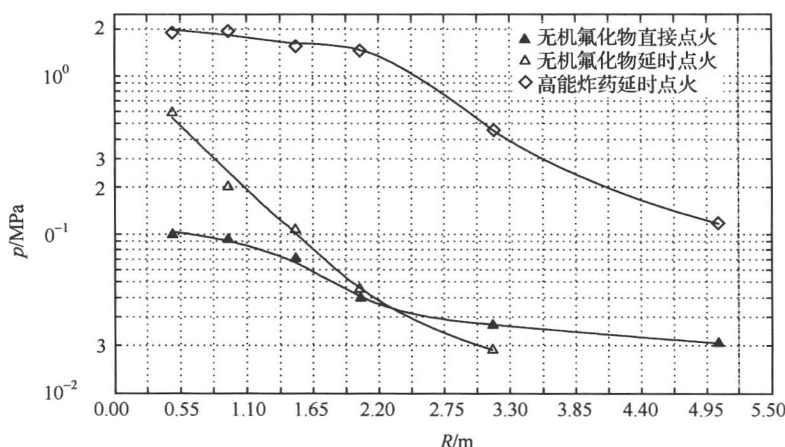


图 6-7　不同点火方式下压力场比较

喷散点火方式与高能炸药延时点火的试验结果可以看出，即使无机氟化物在较理想的条件下点火，其爆轰的状态也难以达到高能炸药点火方式下那种可观的威力。以无机氟化物延时喷散点火，尽管燃料云雾已达到较理想的浓度，但该条件下的云雾区超压的平均值也仅为高能炸药延时点火条件下的 1/7。

无机氟化物是一种强氧化剂，化学性质非常活泼，对其合成和使用都有严格的要求，目前国内只能合成有限的几种且价格昂贵。通过已合成的一种液态无机氟化物对环氧丙烷燃料云雾进行催化点火的研究结果表明，欲将该点火方式应用于一次引爆的云爆战斗部武器系统上还有一定的难度。

6.1.2　光化学起爆法

光化学方法[4]是使气体介质通过光解作用产生大量的自由基，如果自由基的浓度超过一临界水平，则经过一段诱导时间，会迅速地进行爆炸反应。

加拿大麦克吉尔大学对 C_2H_2-O_2，H_2-O_2，H_2-C_{12} 气体混合物进行了试验，首先将混合气体在钢贮箱中预混，然后在试验前进行 24 h 扩散混合。在一些试验中还使用 NO_2 以增强 H_2-O_2 和 C_2H_2-O_2 混合物对光的吸收能力。在波长 300～500 nm 范围内，NO_2 吸收光较容易。由于 C_{12} 在 250～400 nm 范围内容易吸收紫外线，因 H_2-C_{12} 混合物不需要用 NO_2 敏化，在较低的闪光强度下混合物就能起爆。试验表明，在 1.33～13.33 kPa 压力范围内，上述试验的混合物都能获得爆轰的直接起爆。用 NO_2 做敏化剂的 C_2H_2-空气混合物也能发生光化学爆轰。在 C_2H_2-O_2 混合物中，当闪光的能量足够高时，不使用敏化剂 NO_2 也能起爆轰。上述研究的气体发生爆轰的诱导时间都低于 1 ms。

在光化学起爆过程中，气体介质中的自由基浓度存在一个梯度，即靠近光照射处自由基浓度最高，其他地方依次降低。爆轰的诱导时间随敏化剂(NO_2)增加而减少，随初始压力增高而缩短，随闪光能的增强而降低。实质上爆轰的诱导时间与自由基浓度有着密切的关系，即随自由基浓度增加而降低。这就是说在起爆过程中，燃烧现象首先从自由基浓度高的区域产生，随后是冲击波迅速发展。在自由基浓度最高处首先爆发，随后产生的冲

击波传播到气体的下层，该层是爆发层边缘的最前面，冲击波接着激发爆炸，产生的能量释放使冲击波增强，当它传播到下层时就更为强大。这个下层又处于另一个爆发的边缘，于是冲击波激发它，继续产生的能量释放进一步增强冲击。照此方式，浓度梯度提供了能量与冲击同时释放的途径，这种能量的释放使冲击迅速放大而导致爆轰的形成。

光化学起爆法激发自由基的光源在武器结构中比较难实现，所需的燃料也仅限于气体，燃料的装填也很不方便，且装填比率太低，爆轰的压力一般仅能达到燃料 C-J 爆轰压力的 60%左右，因此认为该起爆形式在武器中的应用还有很大难度。

6.1.3　燃烧转爆轰法

燃烧转爆轰法基本原理是[4]：通过结构设计，壳体中除燃料、分散装药外还装有燃烧剂。在引爆分散装药分散燃料的同时也将燃烧剂点火，经一定时间后燃料-空气混合物才被点燃，这段时间正好用来完成燃料的分散过程。随着火焰在燃料混合物中的传播，不断产生能量，燃烧波不断被加强，最后形成爆轰。这方面工作在气体、粉尘的燃烧与爆炸方面的研究已开展颇多。原理可行、结构简单的特点使燃烧转爆轰法在云爆战斗部一次点火研究中具有相当的地位。

我们所熟知的铝热剂反应放热足以将反应物加热到 3000℃，反应式为



$$2Al+Fe_2O_3 \longrightarrow Al_2O_3+2Fe, \quad \Delta H=-853\ kJ/mol$$

利用分散起爆装药对燃料分散的同时对铝热剂点火，经一定时间后燃料-空气混合物才被点燃，以使燃料有充分的时间来完成其分散过程，随着火焰在燃料混合物中的传播，铝热剂快速燃烧不断产生能量，使燃烧不断加强。

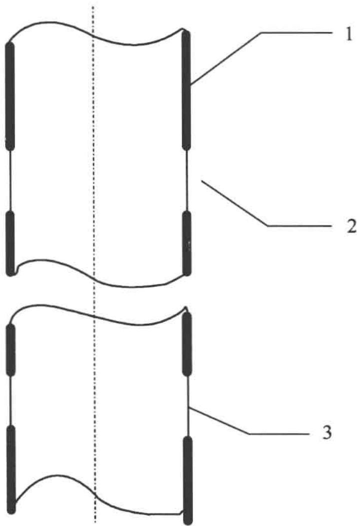


图 6-8　中心管结构示意图
1-中心管；2-预置孔；3-隔膜

利用铝热剂作为对燃料-空气混合物点火的燃烧剂进行相关研究，研究工作利用 10 m^3爆炸罐，基于有约束条件的试验系统进行。在图 6-5 所示的试验装置基础上，对中心管进行了特殊的处理，如图 6-8 所示。

铝热剂与燃料分别采用了隔装和混装两种方式。隔装采用的装置结构如图 6-5 所示，紧贴中心管为铝热剂，外层为燃料；混装将铝热剂与燃料均匀混合。进行 30 g 理想配比的铝热剂对 360 g 铝粉-环氧丙烷混合燃料的点火试验，测定的壁面超压值如表 6-4 所示。

表 6-4　燃烧转爆轰点火方式超压结果

测点距起爆中心/m		1.00	1.75
超压/MPa	混装	0.056	—
	隔装	0.108	0.043

试验结果表明,铝粉-环氧丙烷混合燃料在该点火方式下仅发生了燃烧(或爆燃),爆轰的超压值也很低。尽管隔装方式较混装优势明显,1 m 处的超压提高了近一倍,但其作用效果上仍仅为爆燃。本试验设计在有约束条件下难以形成爆轰。欲使该点火方式应用于无约束条件下的云爆战斗部一次点火,还需有较大的突破。

6.1.4 高速湍动热喷流法

高速湍动热喷流法[4]严格上也可归为燃烧转爆轰法的范围,其基本原理是:通过加强热喷流的湍动强度提高反应速率,缩短爆轰形成的时间和距离,以满足一次引爆结构设计的要求。对于湍动热喷流使给定的燃料-空气混合物由爆燃到爆轰的转变过程,研究表明:爆轰的引发条件必须有一高强度的冲击波使混合物自行点火,并且需要具有产生自行点火温度的诱导时间。对于大多数燃料-空气混合物来说,其点火温度为 1500 K 量级,此温度的诱导时间为 1 ms 左右,这就意味着必须产生 $M_s=5$ 持续时间为 1 ms 的冲击波方能爆轰。

燃烧到爆轰的转变必须通过爆炸波本身的能量释放才能达到冲击波所需的强度和时间,而仅以湍动历程难以达到如此高的火焰速度来产生所需强度($M_s=5$)的冲击波,因此国内外的研究者们在提高火焰的湍流强度方面进行了大量的探索。

20 世纪 60 年代 Chapman 和 Wheeler 就研究了火焰通过一系列孔板的传播。20 世纪 70 年代中期 Wagner 把 Wheeler 的早期研究扩大到更进一步的参数研究。研究中考虑了障碍比率和孔间隙的影响。此后加拿大麦克吉尔大学、德国 Gohingen 大学相继并合作对湍动热喷流直接起爆法进行了广泛的研究,证明了湍动强度相当小的湍流能够通过热燃烧物质和未燃气体之间界面上的湍动混合来达到引发爆轰的条件。这就意味着在火焰界面上设置障碍物或限定物都能导致燃烧向爆轰转变。

综上所述,该方法形成高速湍流需要一定数量的障碍,爆轰的成长也需要一定的距离,且爆轰的可靠性难以保证。

6.1.5 SWACER 机理及分析

SWACER 机理[4]是加拿大的 J. H. Lee 等通过对云爆战斗部一次起爆机理的系统研究后提出的,全名为内聚能量释放产生的冲击波放大(shock wave ampication by coherent energy release,SWACER)。Knystautas 等[4]认为,SWACER 机理是云爆战斗部一次起爆的理论基础,在源中心所产生的弱点火(而非强冲击波点火)起爆条件下具有普适性。其基本原理是利用爆炸介质本身放热的释能来激发燃料-空气混合物的化学反应,进而发生瞬速爆轰;完成 SWACER 过程的基本条件是使爆炸气体介质具有特定的诱发时间梯度,则化学反应被激发后产生的压力波能迅速地由声速放大到爆轰量级。

化学催化起爆法中,由于瞬时的喷射使催化剂形成浓度梯度,从而形成一合适的诱导时间梯度以使冲击波迅速放大,随着自燃材料的不断扩散,能量不断释放,燃料混合物的燃烧不断加强,最终获得爆轰。在催化剂氟存在的情况下,通过键破裂机理迅速发生氧化反应,并导致燃料-空气混合物的点火和最终的爆轰。对于高速进行燃料的散布和燃烧的方式,燃料和催化剂同时喷射,催化剂迅速进入燃料混合物中,燃料和催化剂反应放出热

量,不断增强燃料与空气的爆炸反应,经历一合适诱导时间后形成爆轰。

光化学起爆法中,爆炸介质中自由基浓度最高的区域内产生了分散的不连续的燃烧波,同时自由基浓度梯度提供了能量能够与冲击同时释放的途径,随着内聚能量的释放使冲击迅速放大而导致爆轰形成。

燃烧转爆轰法及高速湍动热喷流法,则利用自身的结构来实现内聚能量释放导致冲击波放大的过程。

SWACER 机理从理论上论证了一次引爆的可行性,极大地推动了一次引爆云爆战斗部及其应用研究的发展。随着研究的深入,发现基于 SWACER 机理的各种起爆技术与武器应用的要求存在较多的矛盾,又极大地限制了整个一次引爆的云爆战斗部研究的进一步发展。具体表现在:

(1) 在弱源点火条件引起的内聚能量释放导致的冲击波放大的过程中,燃烧转爆轰阶段造成了大量的能量损失,从而导致爆轰率下降、爆轰的可靠程度降低;弱源点火过程释放能量的低功率密度,使爆轰的可能性减小,也使爆轰的可靠性下降,难以满足高爆轰率和高可靠性的要求。

(2) 完成 SWACER 过程所需的结构非常复杂,背离了发展一次引爆云爆战斗部的简化武器结构的初衷,而结构的复杂性不仅使系统的可靠性下降,还给该技术的应用带来难以克服的困难。化学催化起爆法中,对催化剂的喷洒及其与燃料的隔装设计都要求十分精确;对于光化学起爆法还要求有一发光的光源及其相应设备;燃烧转爆轰法中要求具有一定的尺度;高速湍动热喷流法中各种障碍物的布置与障碍区间的设定都有特殊的要求,所有这些都使云爆战斗部的结构变得非常复杂。

(3) 在基于 SWACER 机理的各种起爆技术的探索中,燃料大多为气态,且是与空气混合好的混合物,不仅装填效率低,而且忽略了一次引爆技术中燃料与空气动态分散混合这一重要过程。文献[5]中虽然以特殊的装置结构来实现燃料与空气的动态分散混合及催化剂的喷洒过程,但其装置结构与装填燃料的质量之比接近 70∶1,在武器系统中体现出明显的低效率。

通过以上分析和试验研究的结果可以看出,现有各种起爆技术都使所设计的云爆战斗部作用过程仅达爆燃的效果,称之为爆燃型云爆战斗部一次起爆技术,其威力不高,使用条件受限及其在武器系统中难以实现的复杂结构等,使一次引爆的云爆战斗部武器研究的进一步发展受到了极大的限制,欲在一次引爆的云爆战斗部研究中取得突破性进展,必须克服并超越当前存在的技术障碍,首先要在一次引爆型云爆战斗部的关键技术——起爆技术上取得突破,发展新的起爆技术。

6.2　基于分散爆轰法的云爆战斗部

由于 SWACER 机理和上述各种起爆方法的不足,本书作者提出了分散爆轰法,以满足一次引爆型云爆武器的需要,实现高爆轰率的目的。

分散爆轰机理中,将以组成燃料的感度梯度的合理设定来实现内聚能量的不断释放过程,其基本原理是:在对燃料配方各组元进行合理感度梯度设计的基础上,选择与其相

匹配的分散结构，保证各级燃料在分散的同时能顺序引爆；随着燃料云雾的不断扩散，燃料微粒与空气充分混合，空气中的氧不断参与燃料的反应。由于环境中能量的大量加入，达到了云雾爆轰的效果。分散爆轰的具体方法：一是必须采用强起爆，改变弱点火条件；二是研制与之匹配的固液云爆燃料。有关分散爆轰理论详见本书第 4 章。

6.2.1 战斗部系统构成

基于分散爆轰法原理对一次引爆战斗部进行了设计，战斗部基本结构见图 6-9。

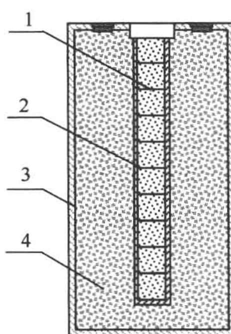


图 6-9 一次引爆型云爆战斗部结构示意图

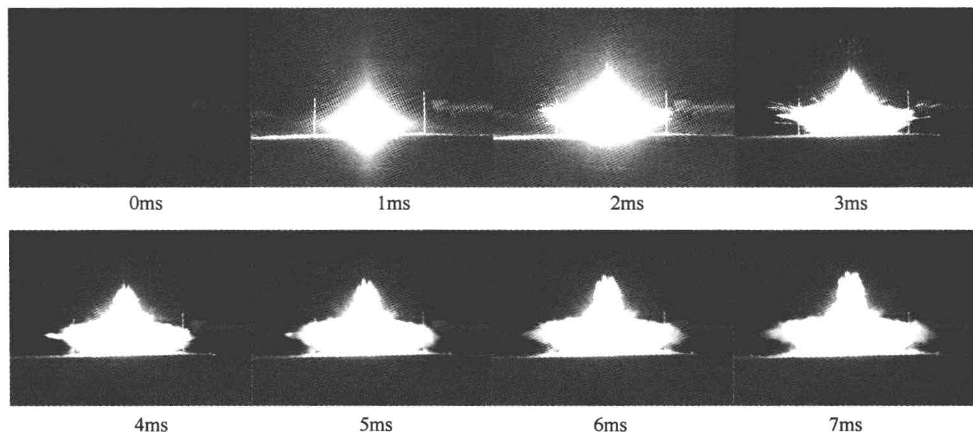
1-分散起爆装药；2-中心管；3-弹体；4-固液混合态燃料

一次引爆型战斗部主要包括：分散起爆装药、中心管、弹体、固液混合态燃料。分散起爆装药用来分散起爆固液混合态燃料，其结构、品种、质量等对战斗部的威力均会产生一定影响；中心管用来装填分散起爆药，隔离固液混合态燃料与分散起爆装药，其强度应满足使用(包括勤务处理)过程中的受力要求；弹体用来装填固液混合态燃料，其强度在满足使用要求的条件下，筒壁尽量采用薄壁，以减少壳体对能量的消耗，端板强度要强于筒壁，以改善云雾的扁平程度，扩大面杀伤范围。

另外，依据战斗部的应用平台和装药的要求，战斗部设计应做适当的调整。例如，榴弹战斗部壳体强度较强，对云爆燃料的装填质量要求高；对导弹战斗部来说，壳体强度相对弱些，但要考虑云爆燃料由温度带来的体积变化对壳体的影响和质心的变化，需在战斗部内部设置体积调节器等。

6.2.2 战斗部终点作用过程

一次引爆型战斗部到达目标引信作用起爆分散起爆装药后，固液混合态燃料组分中敏感成分在分散起爆装药强冲击作用下进行快速反应，伴随着战斗部壳体破裂，固液混合态燃料不断扩散，同时固液混合态燃料中固体颗粒(主要为铝粉颗粒)不断反应，分散过程中由于空气的加入，使未反应完全的铝粉及产物进行二次反应，从而实现了边分散边爆轰的作用过程。图 6-10 为试验记录的一次引爆战斗部作用过程。



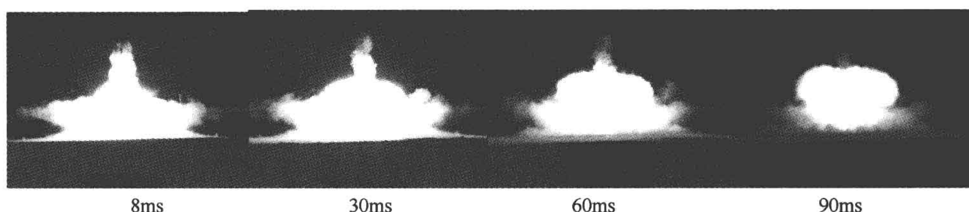


图 6-10　一次引爆型云爆战斗部作用过程

6.3　分散起爆装药

一次引爆型云爆弹作用过程是燃料分散和起爆一次完成。一次引爆型云爆战斗部要设置分散起爆装药管并在管内装填分散起爆药，分散起爆装药管的布设和起爆药的结构、品种及起爆方式等对战斗部的威力发挥起着重要作用。

6.3.1　分散起爆装药管

1. 装药管结构

通过试验研究分散装药管结构对云爆燃料分散起爆性能的影响。一次引爆型云爆战斗部试验装置[6]采用柱体结构，其柱体结构的横断面如图 6-11 所示，壳体材料为 PVC 硬质塑料，外径为 90 mm，壁厚 3 mm。在图 6-11(a)中，柱体试验装置结构中心轴上布有中心管，管内装有高能炸药，中心管周围填装横断面呈三角形的液体炸药，其余部分装填固液混合燃料，中心管材料为 PVC 硬质塑料，内径为 32 mm，外径为 40 mm。中心管内的分散起爆装药起爆以后，引爆周围的液体炸药。分散起爆装药和周围的液体炸药的爆炸作用使固液混合燃料发生抛散和爆炸。由于固液混合燃料抛散和起爆初期严重缺氧，爆炸初期必然是爆燃状态，爆燃转为爆轰与环境压力有关，采用这一试验装置可使爆炸冲击波汇聚、碰撞，并改变燃料抛散方向，创造云爆战斗部云雾由爆燃迅速转为爆轰的有利条件。

图 6-11(b)中，柱体试验装置结构中心轴上布有中心管，其内装高能炸药，除中心起爆及分散管(药)外，柱体试验装置内还布有三个分散管(药)，分散管内装有少量的高能炸药，用以分散燃料。中心管材料为 PVC 硬质塑料，内径为 32 mm，外径为 40 mm，三个抛散管以中心管为中心对称分布，抛散管中心距试验装置中心轴 35 mm，抛散管材料为铝，内径为 16 mm，外径为 20 mm。云爆战斗部试验装置内的其余部分装填固液混合燃料，并在固液混合燃料中加入适量液体炸药作为敏化剂。分散管(药)采用微差起爆，微差延时 25 ms。分散管(药)起爆以后，使燃料分散，燃料与空气混合形成云雾，25 ms 以后，中心分散、起爆管内的高能炸药起爆，并带动云爆战斗部云雾爆炸反应。这一试验装置克服了一次引爆型云爆战斗部分散爆轰初期燃料内缺氧而产生爆燃的缺陷。

图 6-11(c)中，柱体试验装置结构内布有三个起爆及分散管(药)。云爆战斗部试验装

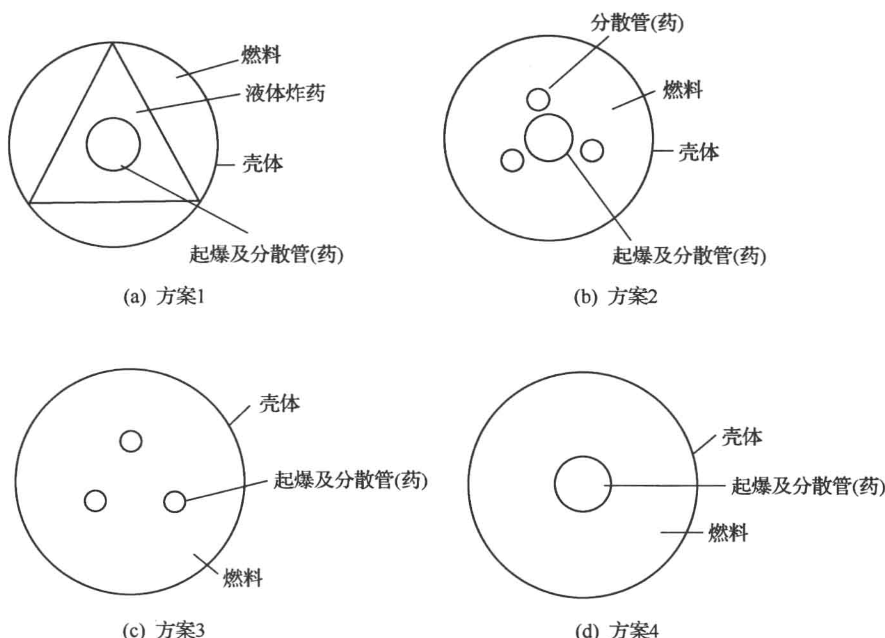


图 6-11　一次引爆型云爆试验装置横断面图

置内的其余部分装填固液混合燃料,并在固液混合燃料内均匀地加入适量液体炸药。三个分散及起爆管对称布置,管中心至试验装置中心轴 29 mm,管内径为 20 mm,外径为 26 mm。三个分散及起爆管(药)同时起爆,在管内高能炸药爆炸载荷作用下,燃料开始分散和起爆,与实用装置(b)相同,在燃料抛散初期云爆战斗部云雾内严重缺氧。这一试验装置的目的是便于燃料分散和起爆过程中爆炸冲击波之间以及燃料颗粒之间相互碰撞,从而产生压力增高区,为燃料由爆燃转为爆轰创造条件。

图 6-11(d)中,柱体云爆战斗部试验装置内布有中心起爆及分散管,管的材料为 PVC 硬质塑料,内径为 32 mm,外径为 40 mm,管内装有高能炸药,装置内其余部分装填固液混合燃料,其中含有适量与其均匀混合的液体炸药。这是一次引爆型云爆战斗部分散爆轰技术的传统结构,它结构简单、装填方便、云雾分散均匀,但这种试验装置燃料分散和起爆同时进行,在燃料反应初期爆燃是不可避免的。

2. 试验结果

一次引爆型云爆战斗部装置爆炸试验在自由空间中进行,试验装置吊高距离地面 1 m。云爆战斗部试验装置外观体积(尺寸)相等,采用爆炸地震波测试系统对上述四种一次引爆型云爆战斗部试验装置的爆炸效果进行观测。

爆炸地震波传感器布置在地面,距云爆战斗部试验装置分别为 10 m、20 m、30 m、40 m、50 m。观测上述四种试验装置爆炸以后,地面垂直方向的地震波质点震动速度,其质点震动速度峰值测试结果如表 6-5 所示。

表 6-5　地震波质点速度峰值测试结果

试验方案	质点速度/(cm/s)				
	10 m	20 m	30 m	40 m	50 m
方案(a)	2.85	1.40	0.59	0.67	0.46
方案(b)	0.33	0.17	0.16	0.27	0.13
方案(c)	5.61	2.38	1.10	0.82	0.53
方案(d)	6.80	2.90	1.41	0.98	0.75

试验方案(a)爆炸作用效果不好的原因有三点:燃料分散过程和云雾浓度分布不均匀;固液混合燃料与液体炸药在装置内是分开装填的,在中心高能炸药爆炸载荷作用下,固液混合燃料组分无法得到均匀的起爆活化作用;燃料分散与起爆同时进行,燃料反应初期因严重缺氧,云雾不可能达到完全爆轰状态。试验装置(b)、(c)和(d)具有相同的燃料组成,其爆炸作用效果却明显不同。

方案(b)爆炸作用效果不好的原因也有三点:该方案由试验装置内的三个分散管(药)分散,分散后形成的云雾浓度分布不均匀;燃料分散后混合燃料中的液体炸药组分成为离散相,在中心高能爆炸载荷作用下,云雾中离散的液体炸药组分不可能连续爆轰,从而无法使固液燃料颗粒和液滴得到敏化;三个分散管(药)使燃料分散后在云雾中部形成一个空腔,中心高能炸药的爆炸作用刚好处于空腔位置。中心高能炸药的爆炸作用与云雾接触范围小,云雾起爆效果差。

试验装置(c)与试验装置(d)比较,用于起爆和分散的高能炸药量相同。试验装置(c)采用三管分装,而试验装置(d)采用中心管集中装药。试验装置(c)的爆炸作用效果不如试验装置(d),原因可能是:起爆能量分散和燃料起爆及分散不均匀。

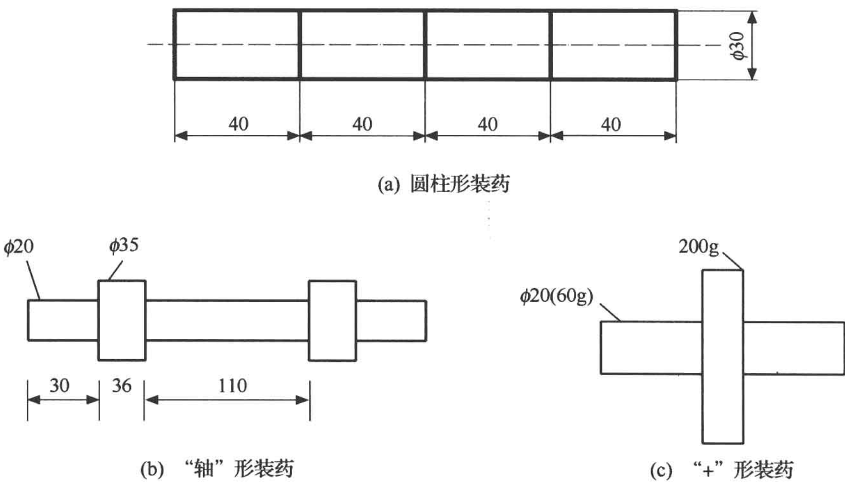
试验表明:影响一次引爆型云爆战斗部爆炸作用效果的因素是多方面的。通过四个不同装置结构一次引爆型云爆战斗部爆炸作用试验结果可以看出,燃料分散和云雾浓度分布的均匀程度是最主要因素。依靠一次引爆型云爆战斗部装置结构造成燃料云雾在爆炸过程中的环境压力增高区,不能以破坏燃料分散和云雾浓度分布的均匀性为代价,否则一次云爆战斗部分散爆轰技术不可能取得良好的爆炸作用效果。另外考虑到武器实现的简单化,采用在云爆装置中心设置中心管,装填起爆分散药是可行的方案。

6.3.2　分散起爆装药结构

1. 分散起爆装药结构设计

传统的战斗部结构是一体化筒装药,装药在引信引爆下发生点爆炸,无装药分散过程。而一次引爆固液混合态燃料要实现边分散边爆轰的作用过程,就需要在向外扩散的同时起爆固液混合态燃料。为满足此要求,在战斗部设计时加入中心管,在中心管内装入由高爆速炸药制成的分散起爆装药。一次引爆型云爆弹分散起爆装药结构设计参数包括分散起爆装药的品种、药量、长度、结构和起爆方式等。其结构如图 6-12 所示。

保持分散起爆装药量和品种不变,采用图 6-12 所示的三种结构方案进行试验研究,



(a) 圆柱形装药

(b) “轴”形装药　　(c) “+”形装药

图 6-12　一次引爆型分散起爆装药结构

三种方案对云雾体积和毁伤效果的测量结果见表 6-6。试验结果表明，简单圆柱形装药结构的装药威力有较大优势。

表 6-6　分散起爆装药结构对云雾体积和毁伤效果的影响

方案	云雾高/m	云雾直径/m	云雾体积/m³	测压罐毁伤半径/m
圆柱形结构	3.23	6.30	101	4.0
“轴”形装药	3.18	6.64	110	3.5
“+”形装药	3.21	5.70	82	2.8

2. 装药品种和药量

根据一次引爆型云爆弹的分散爆轰原理，不同固液混合态燃料应有与其相匹配的分散起爆装药品种及分散装药比例。选用高能炸药作为中心分散起爆装药，对一次引爆固液混合态燃料分散起爆条件进行系统研究，分散起爆装药品种选择 8701 高能炸药和 8702 含铝高能炸药，研究方案和测压罐毁伤半径见表 6-7。

表 6-7　不同分散起爆装药品种及比例试验结果

序号	分散起爆装药比例/%	测压罐毁伤半径/m	
		8701 高能炸药	8702 含铝高能炸药
1	6	2.98	2.93
2	8	4.00	3.96
3	10	3.98	3.89
4	12	3.80	3.76
5	16	3.23	3.10

由试验结果可看出，分散起爆装药比例为 8%～12%时效果较好，中心分散起爆装药

用 8701 高能炸药效果较好。

3. 装药长度及起爆位置

分散起爆装药装在悬臂结构的中心管内，分散起爆装药长度会对爆轰结果产生影响。保持分散起爆装药量和品种不变，调整分散起爆装药长度和直径，考核分散起爆装药长度对固液混合态燃料爆轰的影响，试验结果见表 6-8，表中 η 为分散起爆装药长度与固液混合态燃料装填长度比。

表 6-8　分散起爆装药长度对爆轰影响的试验结果

序号	η/%	测压罐毁伤半径/m
1	80	3.6
2	85	3.8
3	90	4.0
4	95	3.8

由表 6-8 可以看出，分散起爆装药长度与固液混合态燃料装填长度比例为 90%时效果较好。

6.4　云爆榴弹弹体

美国、苏联等自 20 世纪 60 年代起开始研究云爆弹技术，但主要应用在航弹、导弹、火箭弹等低过载、低旋转的武器平台上，云爆弹在高发射过载身管武器平台上应用一直是云爆弹武器装备大国的发展目标。但到目前为止，还没有成功应用的报道。其主要难点是无法克服固液混合态燃料分散与弹体强度之间的矛盾，以及高过载、高旋转条件下装药结构和装药质量等问题。本书作者针对该难题开展了研究工作，并取得了成功。

6.4.1　头部引信云爆榴弹弹体

1. 弹体结构设计

为了解决榴弹底部装药结构易出现的云爆固液混合态燃料装药疵病与高过载发射时弹底应力最大之间的矛盾，结合固液混合态燃料的特性，本书作者设计了一种底部为整体结构，头部开口，固液混合态燃料先从头部装填，后压装分散起爆装药管的装药结构，如图 6-13所示，以同时满足保证底部装药质量和引信前置的要求。

2. 装药技术

固液混合态燃料的装填分为固液混合态燃料的装填、连接体的安装、装配中心装药管等三个步骤。固液混合态燃料的装填设备如图 6-14 所示。

固液混合态燃料分四次装填，每次装填固液混合态燃料量由多到少，装填固液混合态燃料前，把装药护套旋于战斗部壳体上，然后第一次装入固液混合态燃料，利用压力装置

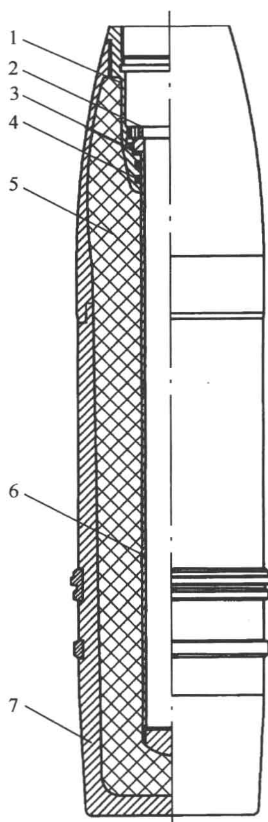


图 6-13 头部引信云爆榴弹结构

1-连接体；2-压螺；3-密封垫；4-密封圈；5-固液混合态燃料；6-分散起爆装药管；7-战斗部壳体

的压头压入长的压药圆头冲头，并使压药圆头冲头上沿距装药护套上端面一定距离，取出压药圆头冲头，再第二次装入固液混合态燃料，更换短压药圆头冲头，重复上述过程，直至第四次装入固液混合态燃料，压入压药定型冲头并使冲头上沿距装药护套上端面一定距离。

固液混合态燃料装完后，取下装药护套，将密封圈放入连接体内壁的凹槽中，涂硅橡胶于连接体螺纹，并将其旋紧于云爆战斗部壳体头部。将云爆战斗部壳体固定，通过装配工艺将分散起爆装药管装入壳体。

通过试验采用上述装药结构进行固液混合态燃料的装填，实现了固液混合态燃料的装填高密度，保证了固液混合态燃料的装填质量及可靠的密封，试验表明能够满足云爆战斗部的高发射过载要求。

6.4.2 底部引信云爆榴弹弹体

由于弹的种类和用途的不同，引信有时需要设置在弹底部，考虑底部引信高过载弹体要求以及固液混合态燃料装填工艺，底部引信云爆榴弹结构可采用中心管预先固定方式，即中心管装药前已与弹底部位进行固定，其结构见图 6-15。

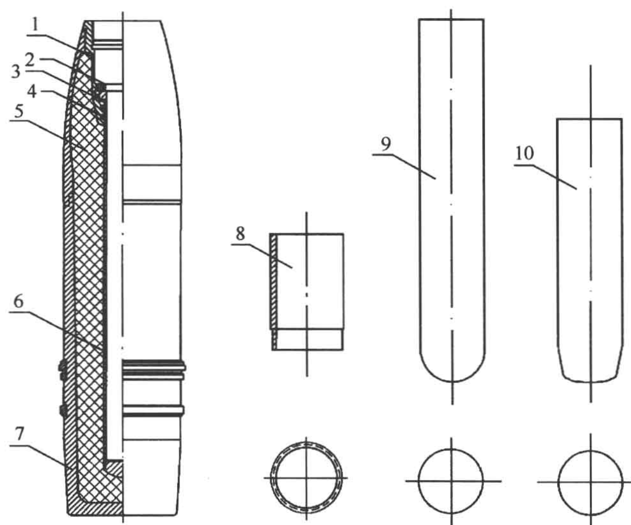


图 6-14　压装药设备图

1-连接体；2-压螺；3-密封垫；4-密封圈；5-云爆剂；6-中心装药管；
7-战斗部壳体；8-装药护套；9-压药圆头冲头；10-压药定型冲头

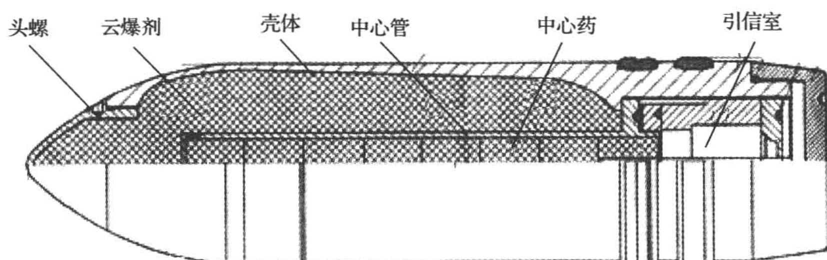


图 6-15　底部引信云爆榴弹结构

采用该弹体结构进行固液混合态燃料装填，依旧采用头部装填，与上述不同的是装药时中心管已经固定在壳体内，只是采用的压药冲头中心带孔而已。

6.4.3　云爆榴弹发射过程数值分析

榴弹在发射过程中，战斗部沿炮膛运动承受着多种载荷。在这些载荷的作用下，战斗部壳体及其部件将发生变形，内部装药也承受着较大载荷，这些变形和载荷应控制在允许的范围之内，以保证战斗部的安全发射和对目标的有效作用。如果超过允许值，则可能影响战斗部沿弹膛的正确运行，或导致零件破裂、装药被引爆等严重事故。

为了更加真实地反映云爆弹战斗部发射时的受力状态，对其所有受力均加以考虑。一般来说，在膛内受到的载荷主要有：火药气体压力、惯性力、燃料压力、导转侧力、弹带压力（弹带挤入膛线而引起的力）、不均衡力（弹丸运动中由不均衡因素引起的力）、摩擦力等。图 6-16 给出了发射过程中的弹丸受力示意图。

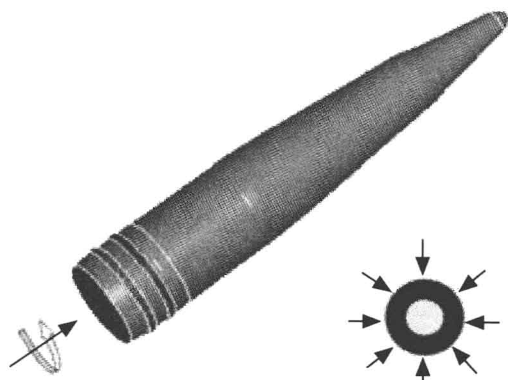


图 6-16　弹丸受力示意图

弹丸受这些载荷的作用都是动态变化的，为此，要从数值分析结果中对弹丸壳体结构和装药的受力状态进行分析，找到其最大临界状态时的值，使弹丸壳体及装药在各相应临界状态下都有足够的强度和安全性。

1. 计算模型

图 6-17 为弹丸划分的计算网格，弹底所受膛压载荷依据测得的实际膛压曲线进行加载，膛压曲线见图 6-18，可见云爆战斗部发射过程中的最大膛压为 350 MPa。

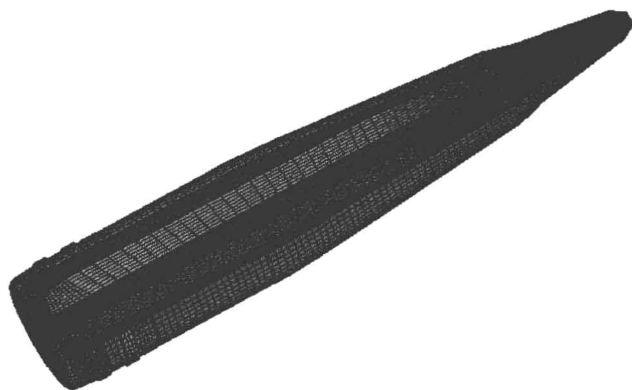


图 6-17　弹丸划分的网格

2. 数值分析结果

彩图 3 为最大过载时弹体上压力分布情况，由此可知，弹底中心、弹底拐角内受力较大。图 6-19 为弹体及固液混合态燃料内设置的测试点位置，相应各测试点处力的历史见图 6-20～图 6-24。

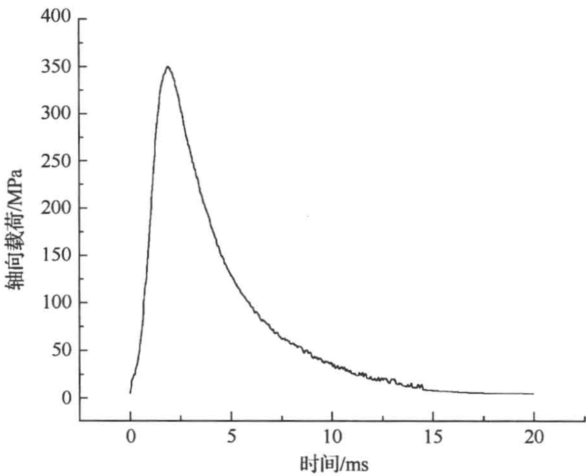


图 6-18　弹丸底部载荷曲线

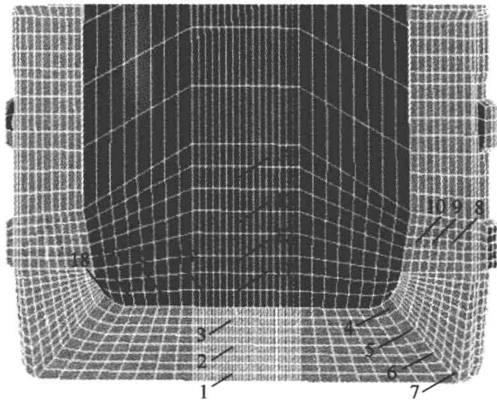


图 6-19　弹体及固液混合态燃料所设测试点的位置

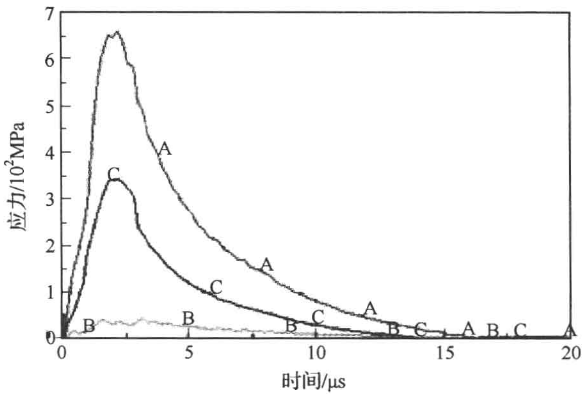


图 6-20　弹底处测试点应力历史

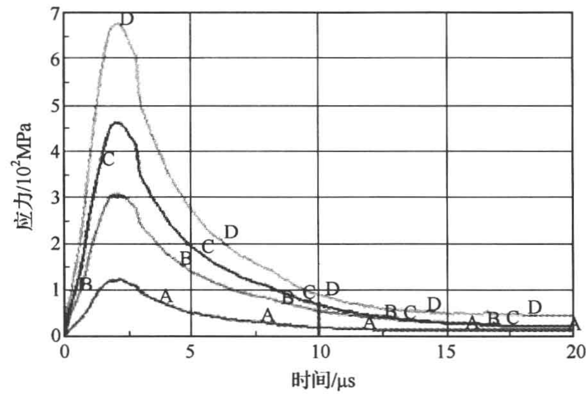


图 6-21　弹底拐角处测试点应力历史

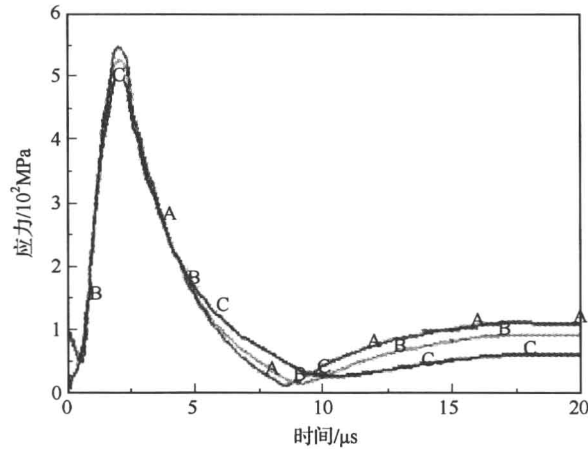


图 6-22　弹带处测试点应力历史

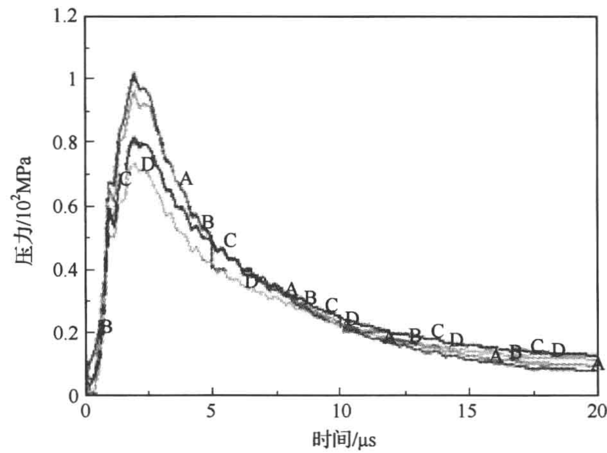


图 6-23　固液混合态燃料轴向压力历史

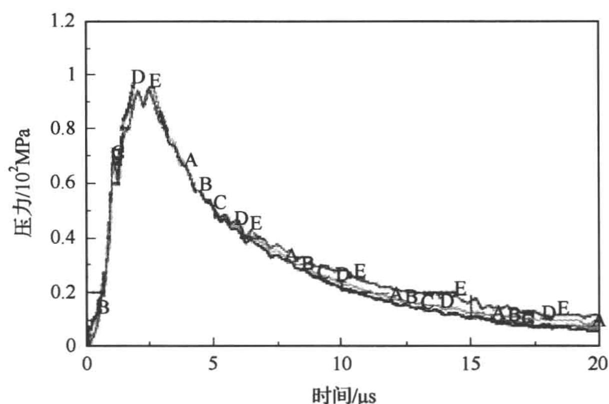


图 6-24　固液混合态燃料径向测试点压力历史

通过图 6-20～图 6-22 获得的各检测试点处力的历史表明，弹底中心外沿附近最大屈服等效应力为 650 MPa，弹底拐角内侧附近最大屈服等效应力为 670 MPa，弹带附近最大屈服等效应力为 540 MPa，所选材料的屈服强度为 800 MPa，即弹体满足发射强度要求。

通过图 6-23、图 6-24 获得的各检测点处压力历史表明，弹底处固液混合态燃料所受压力最大，为 105 MPa。依据固液混合态燃料的抗过载能力可分析发射安全性。

图 6-25 为战斗部壳体上任意单元的速度历程，其最大速度为 820 m/s，与试验实测相符。

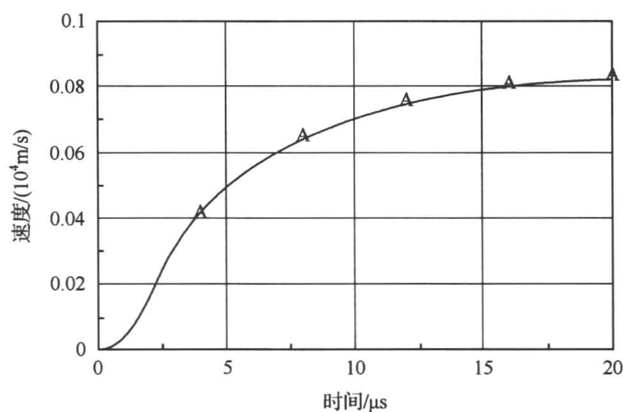


图 6-25　膛内战斗部速度历程

6.4.4　云爆榴弹威力场数值分析

由于炮射云爆弹的发射载荷较高，其设计首先必须满足发射强度的要求，势必使得战斗部壳体设计较厚，然后再在可能的条件下减薄壳体。为此，分析榴弹战斗部壳体对其压力场的影响可指导云爆战斗部壳壁选取。

1. 计算方法

依据战斗部威力静爆考核方法，采用 autodyn 进行数值分析。由于该问题是个轴对称问题，因此采用二维轴对称模型，空气、分散起爆装药及固液混合态燃料采用欧拉网格，壳体采用拉格朗日网格，建立的计算模型见图 6-26。

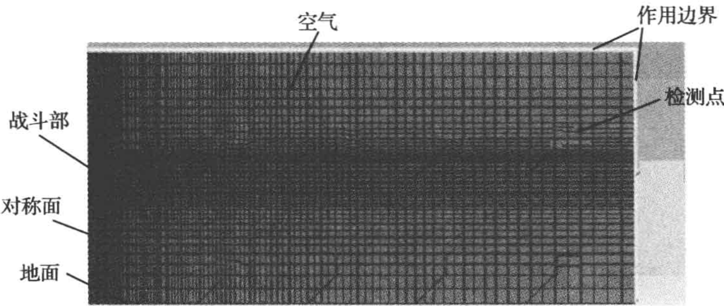


图 6-26　战斗部压力场计算模型

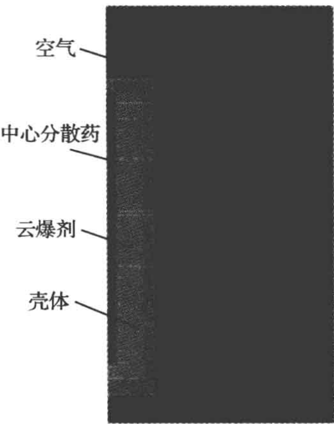


图 6-27　战斗部简化模型

考虑到战斗部与超压场范围相比尺度较小，另外为了模拟的方便，战斗部采用圆柱形简化的结构形式，径向尺寸保持与战斗部尺寸相同，装药与战斗部装药相同，只改变圆柱的壁厚（1.0 cm、1.5 cm、2.0 cm）进行计算，战斗部简化模型见图 6-27。

固液混合态燃料参数：密度为 1.6 g/cm^3，C-J 爆轰速度为 5000 m/s，C-J 压力为 16 GPa，内能为 1×10^{10} J/m^3。

2. 计算结果

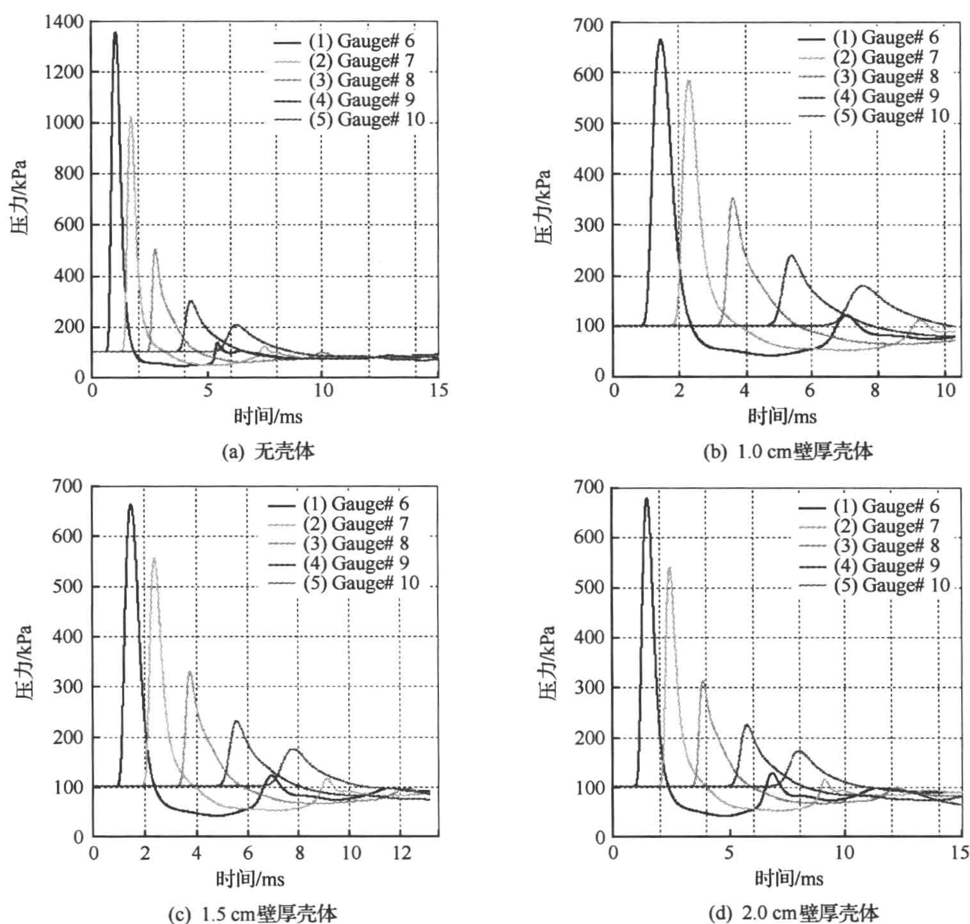
当战斗部壳体壁厚为 1.5 cm 时，爆炸冲击波传播过程压力结果见彩图 4，地面及空中各测试点的压力历史见图 6-28、图 6-29，地面及空中冲击波压力场计算结果见表 6-9、表 6-10。

表 6-9　地面压力计算结果

壁厚距离/m	超压/MPa			
	无壳体	1.0 cm	1.5 cm	2.0 cm
1	1.35	0.66	0.66	0.68
2	1.01	0.58	0.55	0.53
3	0.50	0.35	0.33	0.31
4	0.30	0.24	0.23	0.22
5	0.21	0.18	0.17	0.17

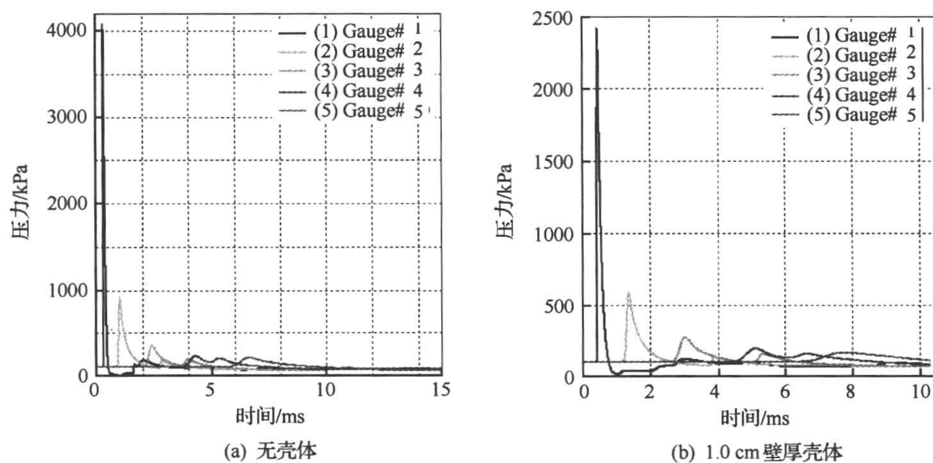
表 6-10　空中压力计算结果

壁厚距离/m	超压/MPa			
	无壳体	1.0 cm	1.5 cm	2.0 cm
1	4.0	2.41	2.1	1.88
2	0.92	0.59	0.53	0.49
3	0.35	0.30	0.26	0.24
4	0.23	0.19	0.19	0.18
5	0.21	0.16	0.16	0.16

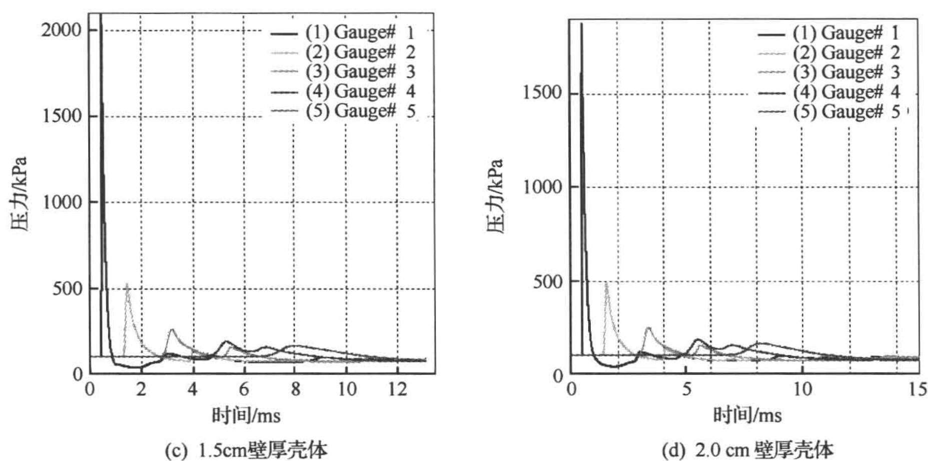


(a) 无壳体　(b) 1.0 cm壁厚壳体　(c) 1.5 cm壁厚壳体　(d) 2.0 cm壁厚壳体

图 6-28　无壳及不同壁厚战斗部爆炸地面压力场历史

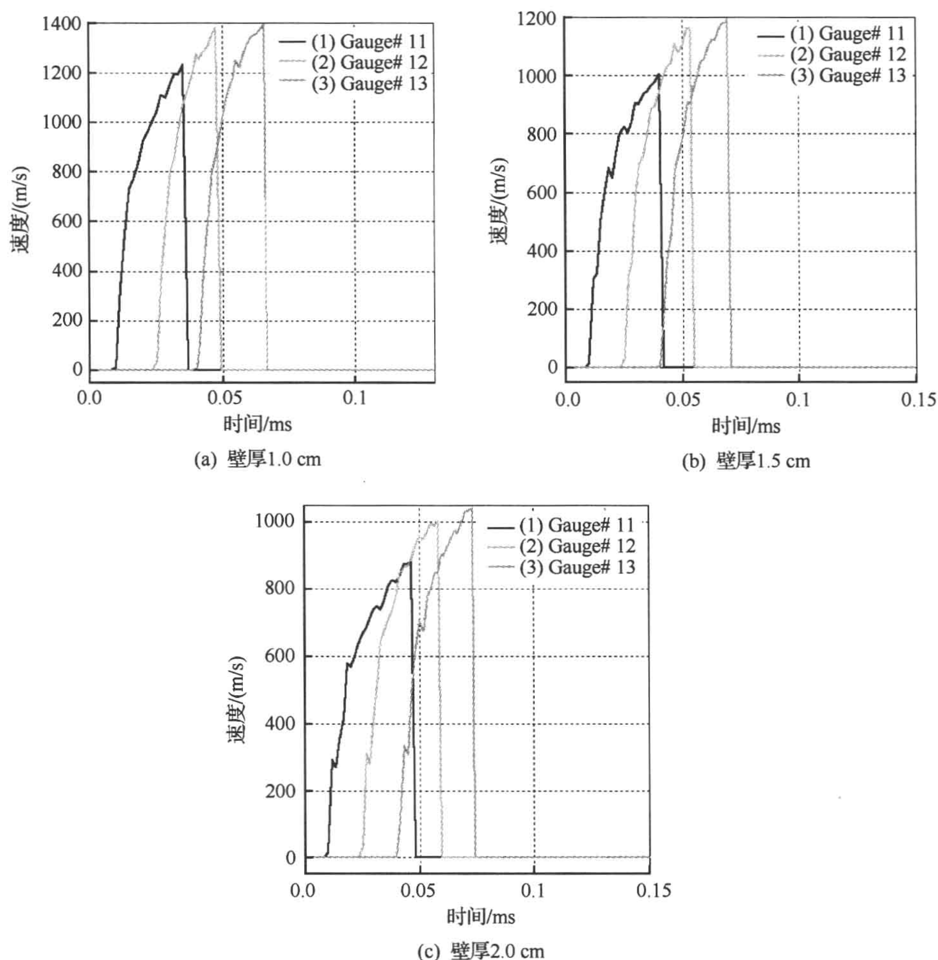


(a) 无壳体　(b) 1.0 cm壁厚壳体



(c) 1.5cm壁厚壳体　　(d) 2.0 cm 壁厚壳体

图 6-29　无壳及不同壁厚战斗部爆炸空中压力场历史



(a) 壁厚1.0 cm　　(b) 壁厚1.5 cm

(c) 壁厚2.0 cm

图 6-30　不同壁厚战斗部爆炸圆柱段检测点速度历史

计算结果表明，有无壳体对爆炸冲击波强度 2 m 范围内影响较大，有壳体的战斗部爆炸与同药量的裸药爆炸形成的冲击波场相比，无论地面还是空中超压无壳战斗部基本比有壳战斗部约高一倍，2 m 外影响越来越小。对于有壳战斗部来说，壳体变化对爆炸超压场也有影响，空中压力场 4 m 内影响较大，4 m 外影响较小；而对地面整个压力场影响很小。由此可见，在 1～2 cm 范围内，通过减少战斗部壳体厚度来提高冲击波超压效果不明显。如果不完全以冲击波杀伤作为主杀伤元，也不可过分通过减少战斗部壳体壁厚来提高杀伤效果。

不同壁厚战斗部爆炸圆柱段检测点速度分布情况见图 6-30。计算结果表明，不同壁厚的战斗部爆炸形成的破片速度差别较大，1 cm 厚壳体战斗部圆柱段形成的破片速度为 1200～1400 m/s，1.5 cm 厚壳体战斗部圆柱段形成的破片速度为 1000～1200 m/s，而 2 cm厚壳体战斗部圆柱段形成的破片速度为 890～1090 m/s，由此可见，壁厚的增加会导致破片速度的降低，但会影响破片的质量和数量。

综合上述数值分析结果，战斗部壳体在 10～20 mm 之间调整，对战斗部的冲击波超压场影响不大，4 m 后壳体厚度带来的影响甚微，但对战斗部产生的破片速度有明显影响。因此，对于云爆战斗部的结构设计应以满足发射安全为保障，不必过多考虑壁厚带来的影响。

6.5　装药质心控制

固液混合态燃料体积会随温度变化发生改变。为避免高温条件下固液混合态燃料的膨胀对薄壁壳体强度的影响，要求弹体内部装药时应预留适量的空间。对于武器质心要求不高的产品，如云爆航弹等，可以直接在装药弹体顶部预留必要的固液混合态燃料膨胀用空间；而火箭弹、导弹等对质心和质偏要求较高，如果只简单地在弹体内部预留空间，在发射过程中就可能影响武器系统精度。为了解决固液混合态燃料体积膨胀和质量偏心的矛盾，可采用弹内调节器调节装药体积。

装药质心调节器设计方法：首先通过理论计算或试验测试得到固液混合态燃料最高使用温度下的体积膨胀量；然后依据最大膨胀量确定弹内预留空间；最后设计调节器。

6.5.1　云爆燃料密度的计算

由于云爆战斗部装药量为一定值，只要了解战斗部内装填的固液混合态燃料不同温度下的密度，即可求得该战斗部最高使用温度下的体积膨胀量。

1. 组分密度计算

纯物质不同温度下的密度计算研究工作已经进行了很多年，也得到了很多种关系式[7]，下面对用于纯物质密度计算的三种方程进行简单的介绍。

(1) Rackett 方程及其修正方程

$$\frac{1}{\rho_s} = R\frac{T_c}{p_c}Z_c^{[1+(1-T/T_c)^{2/7}]} \tag{6-1}$$

该式形式简单,但精确度不是很好,因此出现了一些修正式[8~10],如 Spencer-Danner 式是比较著名的一个

$$\frac{1}{\rho_s} = R\frac{T_c}{p_c}Z_{RA}^{[1+(1-T/T_c)^{2/7}]} \tag{6-2}$$

式中, Z_{RA}为每种物质特有的常数;ρ_s 为饱和液体密度(mol/cm³);T_c 为临界温度;p_c 为临界压力。

(2) Yen-Woods 方程也是一种较精确的算法[11]

$$\frac{\rho_s}{\rho_c} = 1 + \sum_{j=1}^{4} K_j\ (1-T_r)^{j/3} \tag{6-3}$$

式中,ρ_s 为饱和液体密度(mol/cm³);ρ_c 为临界密度(mol/cm³);$T_r = T/T_c$,T_c 为临界温度;K_j 为临界压缩系数 Z_c 的函数;

$$K_1 = 17.4425 - 214.578Z_c + 989.625Z_c^2 - 1522.06Z_c^3$$

$$K_2 = -3.28257 + 13.6377Z_c + 107.4844Z_c^2 - 384.211Z_c^3,\quad Z_c \leqslant 0.26$$

$$K_2 = 60.2091 - 402.063Z_c + 501Z_c^2 + 641Z_c^3,\quad Z_c > 0.26$$

$$K_3 = 0$$

$$K_4 = 0.93 - K_2$$

(3) 密度的计算还有对应态法[12],20 世纪 50 年代提出的 Riedel 式

$$\frac{\rho_s}{\rho_c} = \frac{V_c}{V_s} = 1 + 0.85(1-T_r) + (0.53 + 0.2\alpha_c)(1-T_r)^{1/3} \tag{6-4}$$

式中,α_c 为与蒸气压数据有关的 Riedel 因子,也是一种第三参数,缺乏数值时可使用下列近似式:

$$\omega = 0.203(\alpha_c - 7.00) + 0.242 \tag{6-5}$$

此时,式(6-4)可改写为

$$\frac{\rho_s}{\rho_c} = \frac{V_c}{V_s} = 1 + 0.85(1-T_r) + (1.6916 + 0.9846\omega)\ (1-T_r)^{1/3} \tag{6-6}$$

2. 云爆燃料装药密度计算

固液混合云爆燃料的密度方程一般通过各个组分方程组合而成,通常十分复杂且参数多。下面介绍两种液体混合物密度计算方法。

1) Rackett 修正方程结合 Chueh-Prausnitz 混合规则法

由于压力对液体密度影响很小,Rackett 修正方程推广应用于混合物时没有考虑压力的影响。其形式为

$$\rho = \frac{\sum_{i=1}^{n} x_i M_i}{V_{sm}} \tag{6-7}$$

式中,ρ 为混合物的密度(g/cm³);V_{sm}为混合物的饱和液体体积(cm³/mol);x_i 为 i 组分的摩尔分数;T_{ci}为纯组分 i 的临界温度(K);p_{ci}为纯组分 i 的临界压力;R 为摩尔气体常数。

$$V_{sm} = R\left[\sum_{i=1}^{n}\frac{x_i T_{ci}}{p_{ci}}\right]Z_{RAm}^{[1+(1-T_r)^{2/7}]} \tag{6-8}$$

式中，Z_{RAm}为混合物特定的常数，它由纯物质的 Z_{RA}值求得。

$$Z_{RAm} = \sum_{i=1}^{n} x_i Z_{RAi} \tag{6-9}$$

$$T_r = T/T_{cm} \tag{6-10}$$

T_{cm}采用 Chueh-Prausnitz 混合规则计算

$$T_{cm} = \sum_{i=1} \sum_{j=1} \phi_i \phi_j T_{cij} \tag{6-11}$$

$$\phi_i = \frac{x_i V_{ci}}{\sum_{j=1} x_j V_{cj}} \tag{6-12}$$

$$T_{cij} = (1 - K_{ij}) \sqrt{T_{ci} \cdot T_{cj}} \tag{6-13}$$

$$K_{ij} = 1.0 - \left(\frac{\sqrt{V_{ci}{}^{1/3} V_{cj}{}^{1/3}}}{(V_{ci}{}^{1/3} + V_{cj}{}^{1/3})/2} \right)^3 \tag{6-14}$$

式中，T_r 为混合物的对比温度；T_{cm}为混合物的虚拟临界温度(K)；$V_{ci}(V_{cj})$为纯组分 $i(j)$的临界体积(cm^3/mol)。

2) 三重随机局部组成混合物密度模型

三重随机局部组成混合物密度模型为

$$\rho = \sum_{i=1}^{n} \sum_{j=1}^{n} \sum_{k=1}^{n} x_i x_j x_k \rho_{ijk} \tag{6-15}$$

式中，ρ 为混合物密度；x_i、x_j、x_k分别为混合物中组分 i、j 和 k 的摩尔分数；ρ_{ijk} 为系统处于组分构型 i-j-k 时的密度。

将其运用到双组分混合物密度计算中，将式(6-15)简化为[13]

$$\rho = x_1^3 \rho_1 + 3k_{12} x_1^2 x_2 \rho_1{}^{2/3} \rho_2{}^{1/3} + 3k_{21} x_1 x_2^2 \rho_1{}^{1/3} \rho_2{}^{2/3} + x_2^3 \rho_2 \tag{6-16}$$

式中，ρ_1 和 ρ_2 分别为纯组分 1 和 2 的密度；x_1、x_2 分别为混合物中组分 1 和 2 的摩尔分数；方程系数 k_{12}和 k_{21}是与组成无关的参数。

如果把方程系数 k_{12} 和 k_{21} 看成与温度和压力无关的参数，则该混合物的密度可由某一温度、常压下的混合物密度数据拟合求取，并进一步应用它们预测其他温度、压力下的该混合物的密度。

6.5.2　固液混合态云爆燃料密度测试

选择固液混合态燃料进行不同温度下密度测量，应该在温度、湿度可控的环境中进行，保证样品与实际燃料的一致性。试验装置采用内径为ϕ 40 mm，高为 80 mm 的 $45^{\#}$ 钢加工的装药容器，为保证安全，其抗压强度经过校核，承压强度为 1 MPa；加热采用超级数显恒温水浴。将恒温水浴分别设置在 20℃、30℃、40℃、50℃，恒温 1 h，用精密温度计在恒温水浴的恒温筒内不同位置测量温度，如果偏差在±0.1℃以内，则可以进行试验。

试验由游标卡尺测量出相同质量不同温度条件下，固液混合态燃料的高度变化，从而求得固液混合态燃料的体积，依据 $\rho = m/V$ 求出不同温度条件下云爆燃料的密度，测试结果见表 6-11。

表 6-11　固液混合态燃料不同温度下密度试验值

温度/K	固液混合态燃料密度/(g/cm³)
293.15	1.129
303.15	1.123
313.15	1.111
323.15	1.094
333.15	1.078
343.15	1.062
353.15	1.046

当环境温度为 293.15 K 时，实际装填密度为 1.129 g/cm^3 的固液混合态燃料，其密度随温度的升高而减小。选用二次拟合的方式对其密度与温度进行关联[14]，结果见图 6-31。

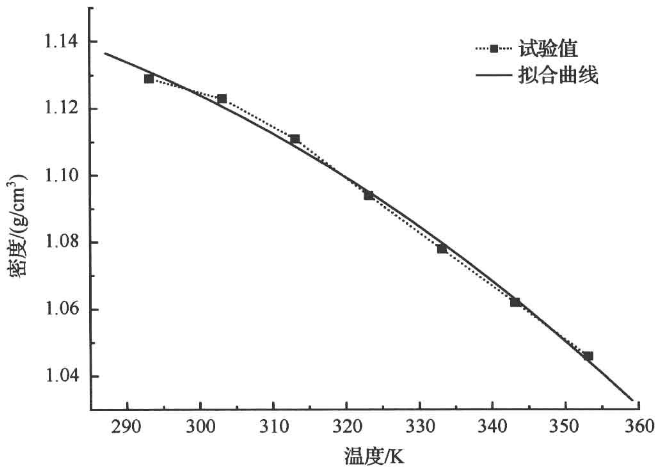


图 6-31　固液混合态燃料密度和温度关系拟合曲线

该固液混合态燃料密度随温度变化拟合曲线

$$\rho = 0.716 + 0.00379 \times T - 8.09524 \times 10^{-6} \times T^2$$

相关系数 R=0.99616。

6.5.3　装药体积调节器结构

调节器预留空腔是依据战斗部装填的固液混合态燃料在使用最高温条件下的体积膨胀量进行设计的，结构形式由其在战斗部内放置位置及战斗部内腔形状决定。

弹内调节器采用中空结构，如图 6-32 所示。该结构的体积会随外界压力的变化而改变，实现对装药体积膨胀的调解。调节器采用弹性好的可压缩材料，材料与固液混合态燃料的相容性良好。调节器的位置根据需要在弹体前部、后部或同时放置。调节器的具体结构、尺寸由配套弹体结构尺寸、固液混合态燃料的药量和云爆弹的使用温度等因素确定。

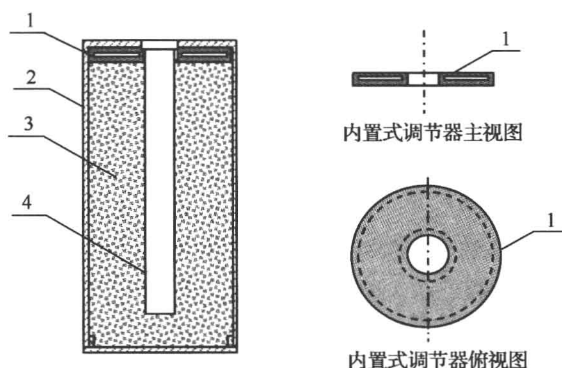


图 6-32　弹内调节器示意图

1-调节器;2-弹体;3-固液混合态燃料;4-中心管

在常温条件下,调压器内处于一定压力状态;随着温度的升高,固液混合态燃料因体积膨胀产生压力,调节器进一步受压产生变形、体积收缩,释放出部分空间,缓解固液混合态燃料膨胀所产生的内应力,避免战斗部壳体变形;在低温条件下,固液混合态燃料体积收缩,弹体内压力减小,调节器内压大于弹内压力,调节器体积膨胀,继续保持与固液混合态燃料贴合的状态,保证固液混合态燃料的装填状态不变,保持战斗部径向质心不变。

弹内调节器技术应用于云爆火箭扫雷弹。试验结果表明:在常温、高温和低温三种武器试验条件下,云爆弹的质心变化符合总体要求,云爆弹装药体积膨胀调节器起到了调节云爆弹内装药体积的作用,保证了发射精度和弹体安全强度。

弹内调节器是根据固液混合态燃料体积变化率的特点,有效降低高低温环境条件下云爆弹内装药空隙率变化对战斗部质心位置影响的新型结构。

参 考 文 献

[1] Mchale E T, Von Elbe G. Chemical Initiation of FAE Clouds. AD-A061899, 1978

[2] Von Elbe G, Mchale E T. Chemical Initiation of FAE Clouds. AD-A082610, 1979

[3] Von Elbe G, Mchale E T. Chemical Initiation of FAE Clouds. AD-A096415, 1980

[4] Knystautas R, Lee J H. Photochemical Initiation of Detonation in Explosive Vapor Clouds. AD-A051854, 1978

[5] Sayles D C. Method of Generating Single-Event. Unconfined Fuel-Air Detonation, USP4463680, 1984

[6] 张奇,白春华,刘庆明,等. 一次引爆型燃料空气炸药装置结构的实验研究. 兵工学报, 2001, 22(4): 560-562

[7] Berman H A, West E D. Density and vapor pressure of nitromethane 26℃ to 200℃. Journal of Chemical and Engineering Data, 1967, 12(2): 197-199

[8] Rackett H G. Equation of state for saturated liquids. Journal of Chemical and Engineering Data, 1970, 15(4): 514-517

[9] Spencer C F, Danner R P. Improved equation for prediction of saturated liquid density. Journal of Chemical and Engineering Data, 1972, 17(2): 236-241

[10] Spencer C F, Adler S B. A critical review of equations for predicting saturated liquid density. Journal of Chemical and Engineering Data, 1978, 23: 82-89

[11] Spencer C F, Adler S B. A critical review of equations for predicting saturated liquid density. Journal of Chemical and Engineering Data, 1978, 23: 82-89

[12] 马沛生. 化工热力学. 北京:化学工业出版社,2005
[13] 王仁远,时钧. 不同温度压力下丙酮-环己烷体系液体密度的测定和推算. 南京化工大学学报(增刊),1995,12(17):144-147
[14] 周建平. Origin 实用教程. 西安:西安交通大学出版社,2007

第7章　子母式航空云爆弹技术

7.1　子母式航空云爆弹系统

7.1.1　系统组成

子母式航空云爆弹[1,2]由母弹系统和子弹系统组成。母弹系统包括：母弹弹体、风帽、尾翼、前后挡板、母弹点火机构、爆控拉杆、弹簧引导伞、吊耳等，图7-1为云爆弹母弹系统结构；子弹系统包括：战斗部壳体、云爆燃料、中心分散装药、定高引信、二次引信、减速伞、伞弹连接器及引导伞等。

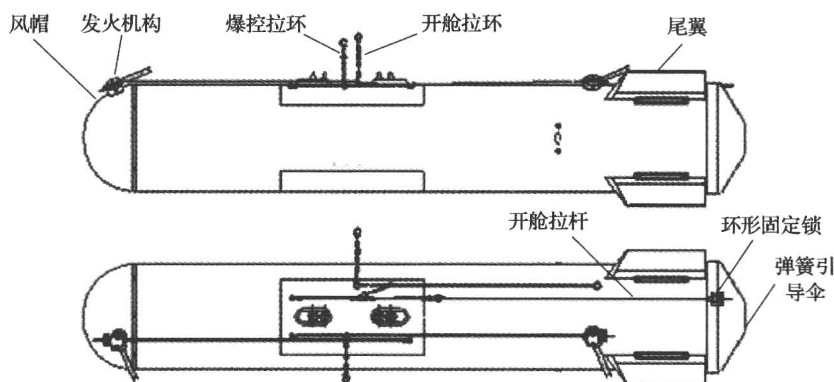


图7-1　子母式云爆弹弹体结构

1. 母弹

母弹主要用来装填云爆子弹，在飞机投弹子弹出舱后即完成其使命，一般母弹内部装填2～3颗子弹。

该母弹前端装有风帽，后端安有尾翼，同时母弹前后设置两个发火机构，该发火机构是在投弹后，利用爆控拉杆的抽脱而起作用的，对子弹引信进行解保。该母弹可装填两颗云爆子弹。

2. 开舱机构

母弹开舱方式有切割开舱方式和柔性开舱方式。切割开舱是利用切割索作用，把母弹底盖切除，使里面的子弹抛出，该方式结构相对复杂；柔性开舱方式结构简单经济，目前子母航弹还采用该种形式。柔性开舱方式的主要部件包括：开舱拉杆、环形固定锁和弹簧引导伞。开舱拉杆形式见图7-2。

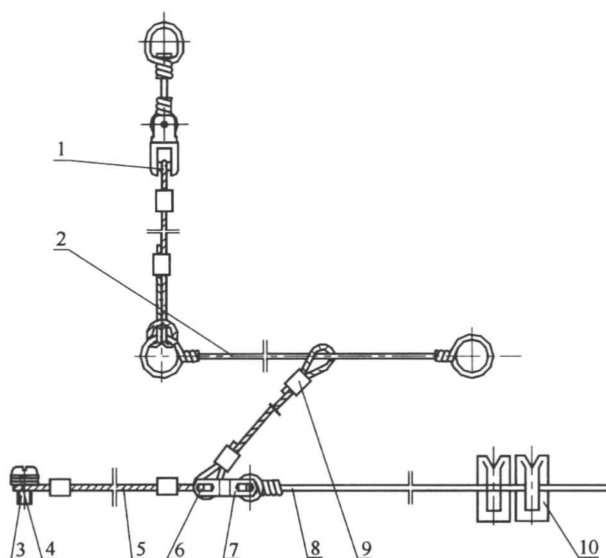


图 7-2　开舱拉杆结构示意图

1-B 型挂机索；2-辅助钢条；3-螺钉；4-垫圈；5-连接索；6-开口销；
7-连接体；8-保险钢条 L3；9-连接索；10-安全夹

在飞机投弹后抽掉开舱拉杆，使环形固定锁打开，弹簧引导伞弹出，实现开舱。该开舱方式要配有弹簧引导伞，弹簧引导伞一般为十字形伞结构，此结构相对简单，开伞可靠，因此采用得较多。图 7-3 为弹簧引导伞结构示意图。

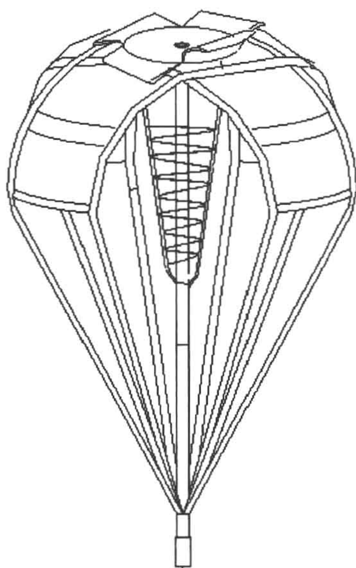


图 7-3　弹簧引导伞结构图

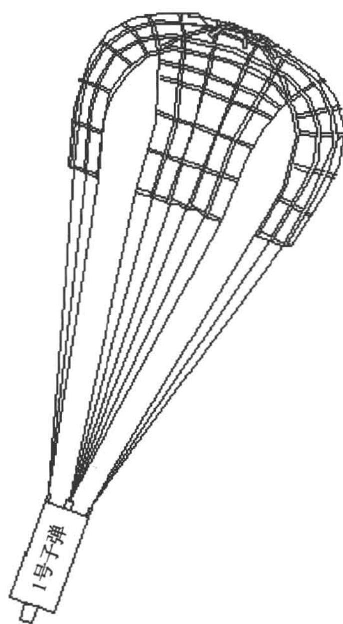


图 7-4　减速伞结构

3. 减速伞结构

减速伞为十字形伞，其作用主要是用来使子弹减速、调整子弹姿态，同时承担拉出子弹，实现子弹出仓的责任，伞顶可用来固定二次引信，其结构形式见图 7-4。

4. 伞弹连接器

伞弹连接器包括机械式伞弹连接器和爆控式伞弹连接器。

1）机械式伞弹连接器

伞弹连接器为一安全保护装置，设置在弹簧引导伞连接带和减速伞之间，其作用一是在意外开舱时，避免拉出减速伞及子弹，造成飞机或其他事故；二是载机正常投弹时，使伞和弹体可靠连接，确保炸弹减速下落。其结构见图 7-5。

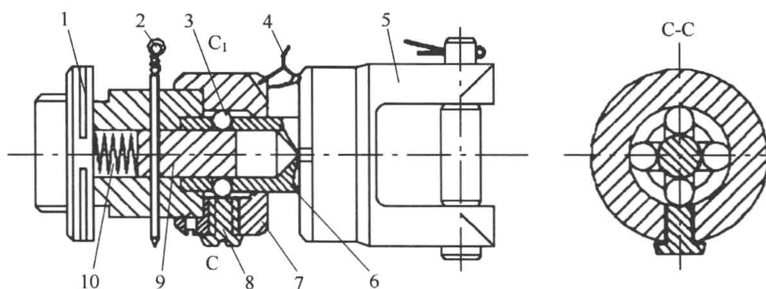


图 7-5　伞弹连接器

1-紧固螺母；2-保险针；3-钢珠；4-牵连钢丝；5-连伞转座；6-连接套筒；7-连接座；8-螺堵；9-滑柱；10-弹簧

平时，被保险针限制的滑柱位于连接套筒内腔挡住钢珠（4 个），弹簧受力压缩。当炸弹挂机飞行时，伞弹之间主要通过牵连钢丝连接，而牵连钢丝仅能承受 25 kg 的拉力。正常投弹时，保险针被拔出，滑柱在弹簧推力作用下进入连接套筒的空腔内。减速伞开伞后，连接钢丝被拉断，连接套筒带动钢珠和滑柱一起向后运动，当钢珠与连接座内斜面接触时，滑柱仍然挡住钢珠，使之不能进入连接套筒空腔内，于是连接套筒通过钢珠与连接座内斜面卡住，使弹体与减速伞紧固相连不能分离，炸弹得以减速下落。万一在载机挂弹飞行中减速伞意外开伞，减速伞受到空气阻力作用拉断牵连钢丝，连接套筒带动钢珠向后运动，此时保险针仍在原处限制滑柱，使其不能阻挡钢珠。在连接座内斜面作用下，钢珠掉入连接套筒的空腔内不再限制连接套筒向后运动，引导伞可以立即被气流吹掉，不至于危及载机安全。

2）爆控式伞弹连接器

爆控式伞弹连接器其结构见图 7-6。

爆控式伞弹连接器的工作原理：爆控式伞弹连接器为两个套装在一起的套筒，平时重合处用铜销锁住，可承受一定的拉力（按设计要求确定），另外还有一套辅助装置，辅助装置在爆炸作用下使重合处完全锁死，此时可承受较大的拉力。当意外开仓时，由于伞弹连接器上的辅助装置未作用，其只能承受较小的拉力，伞弹连接器两套筒分离，使引导伞脱离弹体，避免子弹出仓。正常投弹时，母弹体上的点火机构通过导爆管激发伞弹连接器内

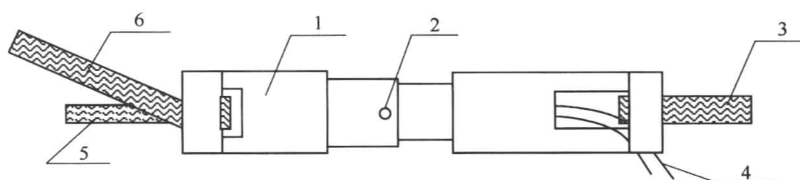


图 7-6 伞弹连接器结构示意图

1-伞弹连接器;2-铜销;3-弹簧引导伞连接带;4-导爆管;5-锁开器拉绳;6-伞包约束带

的爆控装置,使其作用,从而两套筒便牢固结合在一起。

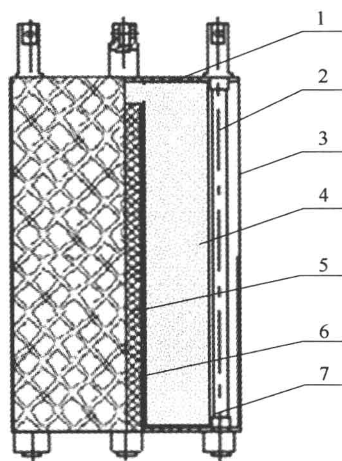


图 7-7 二次引爆型云爆子弹结构图

1-上端板;2-加强杆;3-侧壁;4-燃料;5-分散装药管;6-中心分散装药;7-下端板

5. 云爆战斗部

1) 二次引爆型云爆战斗部

应用子母式战斗部弹体技术对二次引爆型云爆战斗部进行了设计。该战斗部的壳体侧壁采用 3 mm 厚的铝合金,并且在侧壁上预设刻槽,刻槽方向与轴向成 45°角,形成 30 mm×30 mm 菱形块,刻槽深度 $d=1$ mm,宽度 $h=2$ mm,槽底棱角处过渡圆角半径 γ 为 0.25 mm,二次引爆型云爆战斗部结构如图 7-7 所示。

2) 一次引爆型云爆战斗部

一次引爆型云爆战斗部结构形式主要为带有中心分散药管的圆筒结构,如图 7-8 所示。

中心分散装药管同时起到分散和起爆温压型云爆剂的作用,通过大量试验表明,装药管的尺寸与中心分散装药种类、云爆剂以及战斗部总体结构有关,一般取中心分散装药量为云爆剂量的 10%左右。

战斗部侧壁一般为圆筒结构,根据飞行稳定性要求,圆筒可为变径结构。依据其作用原理,侧壁厚度应满足弹体在运输、挂飞等条件下的强度要求,宜采用薄壁结构,减少侧壁对云爆剂的分散约束,同时战斗部高度与侧壁直径之比即长径比为 2～3,端板厚度约为侧壁的 2～4 倍,以使战斗部可形成更大的火球和作用范围。

6. 子弹定炸高引信

依据云爆弹作用机理,考虑子弹下落速度和燃料抛散速度,要求一次引信作用时,子弹应距离地面一定高度,从而使形成的云雾与地面刚好贴合。鉴于目前我国引信发展水平,云爆弹配备比较可靠的定炸高引信一般为机械式或机电引信。

机械式定炸高引信如图 7-9 所示。该引信为触杆引信,触杆由伸缩弹簧片卷制而成,解保前触杆被压缩,解保后触杆弹出。依据子弹炸高要求确定触杆弹出的长度,触杆触及目标引信便会引发作用。

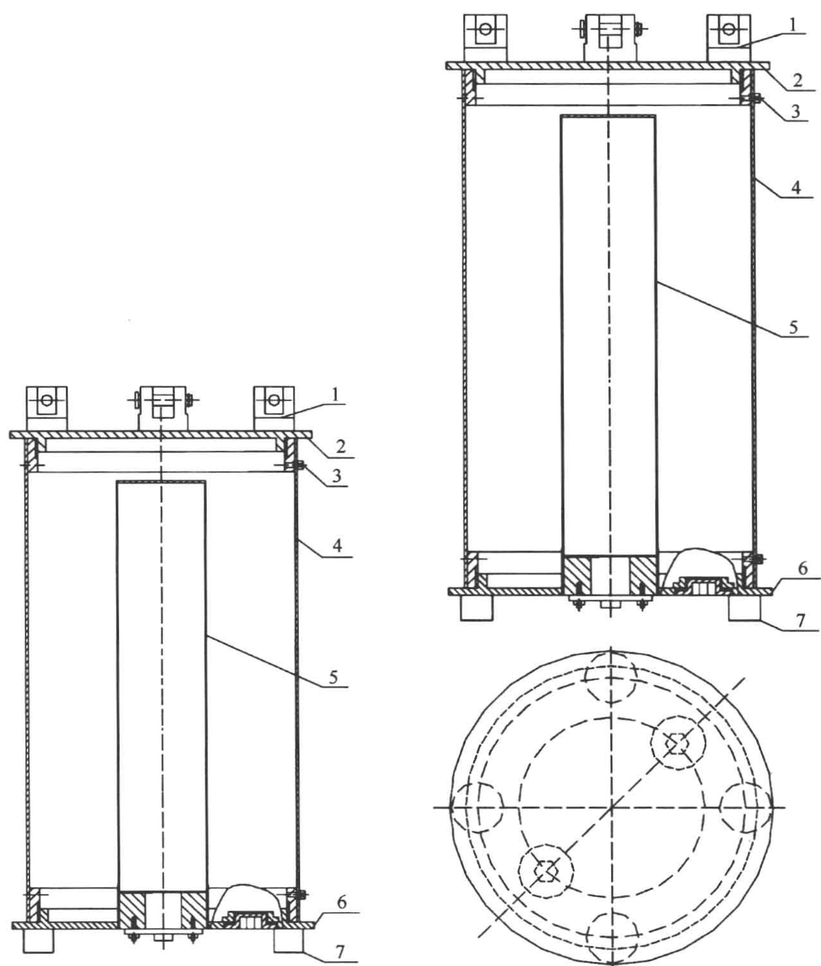


图 7-8　云爆战斗部结构

1-伞架；2-上端板；3-加强螺钉；4-侧壁；5-分散装药管；6-下端板；7-定位帽

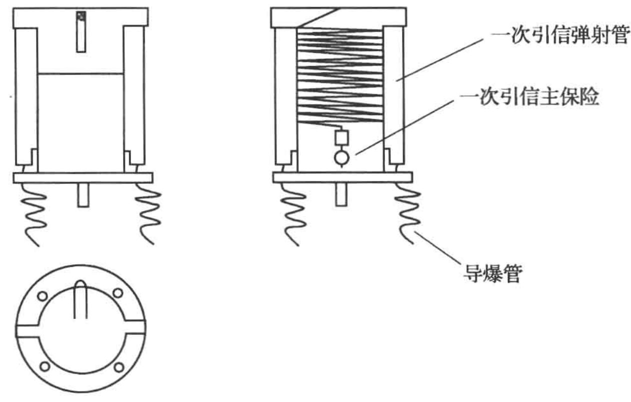


图 7-9　机械式定炸高引信结构图

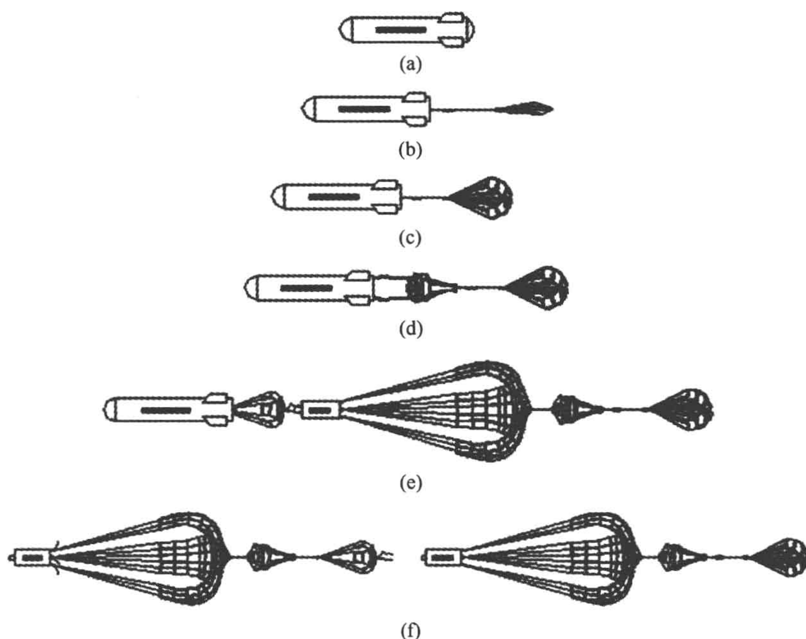
机电式定炸高引信与机械式类同，只是触杆变成了导线。该引信解保后弹出一吊锤，该锤由一段导线悬吊，即限定了炸高，吊锤为一闭合开关，触及目标后，开关闭合引发引信作用。

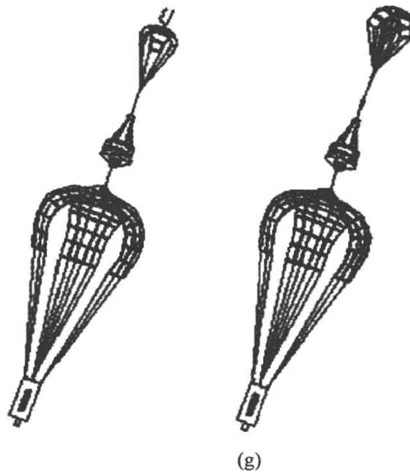
7.1.2　系统作用过程

子母式航空云爆弹的作用过程包括开舱出舱过程、子弹飞行过程和子弹终点作用过程等。

1. 开舱出舱过程

云爆弹开舱出舱过程见图 7-10。飞机投弹时首先拉掉爆控拉杆，使前后两母弹发火机构开始作用。前端母弹发火机构激发前端子弹定炸高引信开始延时解保；后端母弹发火机构激发公共药室，由公共药室激发后端子弹定炸高引信开始延时解保，同时使伞弹连接器作用，进行连接。弹体离机[图 7-10(a)]开仓爆控拉杆被拉掉，打开开伞器，弹簧引导伞弹出[图 7-10(b)]，弹簧引导伞连接带拉直并且张开后[图 7-10(c)]，拉断锁开器可断绳；拉动后端子弹主伞，解除后端子弹二次引信主保险；拉出后端子弹主伞[图 7-10(d)]后，该伞张开后首先剪断后挡板剪切螺钉，拉出后端子弹；后端子弹出仓后拉出前端子弹引导伞[图 7-10(e)]，前端子弹引导伞张开后，拉动前端子弹主伞，解除前端子弹二次引信主保险，拉出前端子弹主伞，该伞张开后拉出前端子弹[图 7-10(f)]，前端子弹出仓后，两子弹经过摆正、减速、触杆引信落地前弹出处于待发状态，如图 7-11 所示。





(g)

图 7-10　云爆弹开舱出舱原理图

(a)～(g)表示云爆弹开舱出舱过程

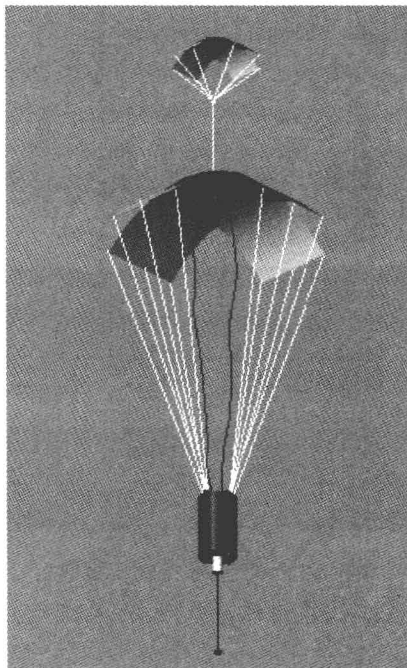


图 7-11　云爆子弹待发状态

2. 子弹终点作用过程

云爆子弹配有触杆引信，在其从母弹出舱接近目标前引信触杆弹出，触杆碰及目标后，引信作用并起爆子弹中心分散装药，中心分散装药爆炸，使子弹壳体破壳、燃料分散；

同时启动子弹上端板上设置的二次引信的激发机构，该机构启动二次引信延期机构作用；燃料经过抛散、雾化与空气混合，形成较大体积的可爆云团，延时后固定于子弹减速伞顶的二次引信落入该云团内并作用，引爆云团，实现云雾可靠爆轰。

7.2 母弹飞行稳定性

根据子母型航空云爆弹动作过程，在投弹后首先是母弹开舱和子弹出舱，这就要求该弹在投放后，在子弹出舱之前要有足够的稳定性。由于航空云爆弹在飞行中总要受到一些影响其运动的自身和外界的干扰，使其运动状态发生改变，如果干扰消失后，它能在飞行中逐渐恢复到扰动前的运动状态，说明飞行稳定。

7.2.1 飞行稳定性试验

母弹飞行过程中稳定性越好，对子弹的出舱的干扰越小，子弹才能顺利出舱，同时才能保证子弹散布很好地满足对目标的毁伤要求。由于母弹气动性工程计算的误差较大，不能作为母弹设计的依据。为验证母弹的整体气动布局是否合理，母弹弹道飞行稳定性是否满足要求，首先通过风洞模拟试验对母弹的飞行稳定性进行试验分析。

1. 试验方法

1）试验模型

根据母弹外形尺寸和风洞要求，按照相似理论原理设计吹风模型。限于风洞的尺寸，模型采用 1∶8 比例进行设计，模型见图 7-12。

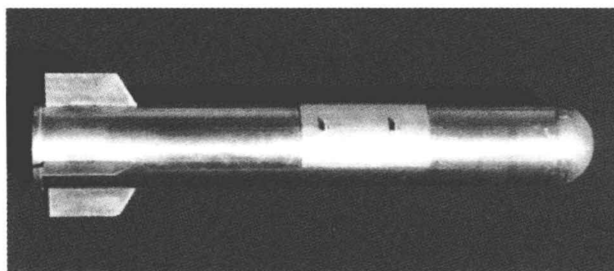


图 7-12　母弹 1∶8 试验模型

2）模拟试验

试验采取尾撑方式，模型安装在风洞尾撑弯刀支撑系统上。模拟试验段截面积为 649 mm×520 mm，风洞四壁为开闭比可变的斜孔壁板，在弯刀处安装上、下 β 板。试验在 Ma =0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 条件下，对应开闭比为 4%；Ma =0.95 对应开闭比为 2%。

3）试验测试内容

为了分析该母弹模型的稳定性，主要测试在不同马赫数条件下，对应不同迎角，母弹模型的气动力参数，试验项目见表 7-1。

表 7-1　全弹纵向试验项目

试验状态	Ma	α/(°)	β/(°)
全弹纵向	0.5,0.6,0.7,0.8,0.9,0.95	−2,0,2,4,6,8,10,12	0

2. 试验测试结果

1）全弹纵向气动力参数测试结果

分别测定 Ma =0.5～0.95 条件下母弹模型的气动参数，Ma =0.9 时的气动参数结果见表 7-2。

表 7-2　Ma=0.9 时母弹模型的气动参数

Ma	α	β	C_y	C_x	m_z	m_x	m_y	C_z	x_{j0}
0.901	−2.010	−0.000	−0.1548	0.3974	0.1409	0.0050	−0.0345	−0.0223	0.2012
0.901	0.000	0.000	0.0251	0.3911	−0.0463	0.0058	−0.0328	−0.0237	0.2537
0.899	2.010	0.000	0.2055	0.3933	−0.2434	0.0058	−0.0292	−0.0224	0.2166
0.900	4.020	0.000	0.4038	0.4162	−0.4802	0.0061	−0.0300	−0.0216	0.2169
0.900	6.030	−0.000	0.6066	0.4700	−0.7554	0.0084	−0.0412	−0.0272	0.2189
0.900	8.040	0.001	0.8454	0.5421	−1.0626	0.0132	−0.0298	−0.0238	0.2207
0.900	10.051	0.003	1.0851	0.6294	−1.3949	0.0160	−0.0214	−0.0317	0.2223
0.900	12.061	0.005	1.3417	0.7460	−1.7814	0.0142	−0.0190	−0.0231	0.2247

2）全弹纵向气动力参数导数测试结果

全弹纵向气动力参数导数测试结果见表 7-3。

表 7-3　全弹纵向气动力参数导数

Ma	C_y^α	C_{y0}	α_0	$m_z^{c_y}$	m_z^α	M_{z0}	C_{x0}
0.5	0.0885	0.0207	−0.2338	−0.9226	−0.0816	−0.0144	0.2215
0.6	0.0891	0.0175	−0.1960	−0.9403	−0.0637	−0.0238	0.2355
0.7	0.0906	0.0212	−0.2341	−0.9645	−0.0873	−0.0275	0.2241
0.8	0.0936	0.0257	−0.2745	−1.0564	−0.0988	−0.0254	0.2714
0.9	0.0923	0.0271	−0.2933	−1.1109	−0.1025	−0.0241	0.3917
0.95	0.0919	0.0302	−0.3283	−1.1214	−0.1030	−0.0278	0.4516

3. 试验结果分析

1）升力特性

根据试验测得数据绘制出 C_y-α 曲线，如图 7-13 所示。由曲线可以看出升力系数 C_y 随 α 的增加而增大，即升力随迎角的增加而增大；根据试验测得数据绘制出 C_y^α-Ma 曲线，如图 7-14 所示。由曲线可以看出全弹纵向导数 C_y^α 随 Ma 的增大而增大，当 Ma =0.8 时，C_y^α 达到最大；Ma >0.8 后 C_y^α 随 Ma 的增大而减小。

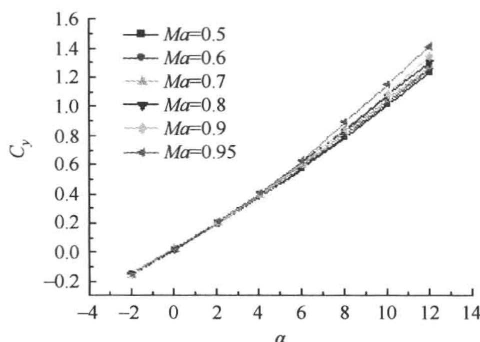


图 7-13 C_y-α 曲线

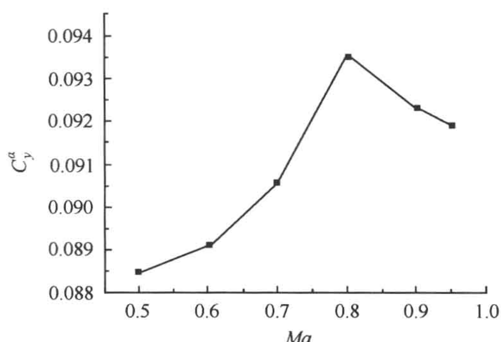


图 7-14 C_y^α - Ma 曲线

2）阻力特性

由图 7-15 C_y-C_x 曲线可知，当 $C_y>0$ 时 C_y 随 C_x 的增加而增加。由图 7-16C_{x0}-Ma 曲线可以看出，在 $Ma<0.8$ 时，C_{x0} 变化不大；而在 $Ma\geqslant0.8$ 后 C_{x0} 迅速增大，这是由模型上出现的激波阻力所致。

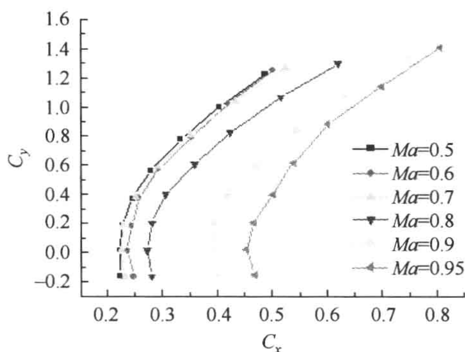


图 7-15 C_y-C_x 曲线

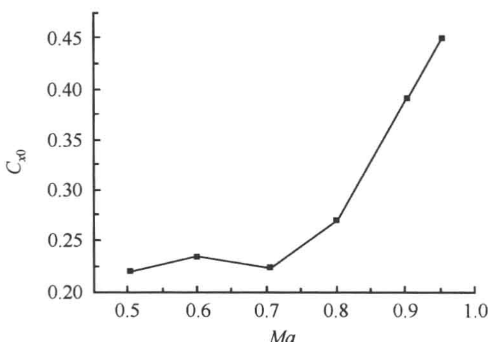


图 7-16 C_{x0}-Ma 曲线

3）俯仰力矩特性

由测试数据绘制出不同 Ma 数下 m_z-C_y 和 m_z-α 曲线，如图 7-17 和图 7-18 所示。图中表明 m_z 随 C_y、α 的增加而负向增大，可知该弹是静稳定的；静稳定度 $m_z^{C_y}$ 随 Ma 数变化

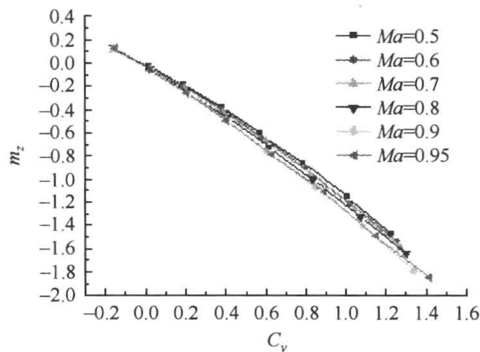


图 7-17 m_z-C_y 曲线

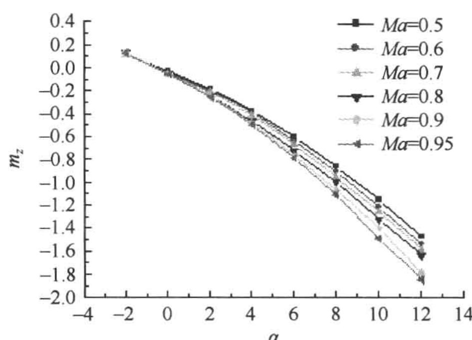


图 7-18 m_z-α 曲线

曲线见图 7-19。该曲线表明随 Ma 的增大静稳定度 $m_z^{C_y}$ 负向增大，即稳定性越好。

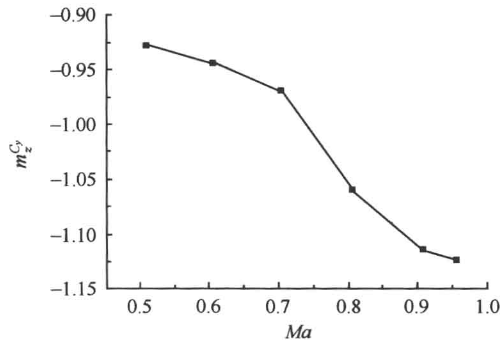


图 7-19　$m_z^{C_y}$ - Ma 曲线

4）静稳定储备量

静稳定储备量 T 是衡量飞行器稳定性的重要参数。其值为弹上所受压力中心与弹重心之差（弹头处为坐标原点）与弹长之比，当 $T>0$ 时，静不稳定；当 $T<0$ 时，静稳定，一般航空炸弹 T 取 −20%～−80%。

由测试数据算得该弹的静稳定储备量 T 见表 7-4，可以看出该弹的静稳定储备量在 −11%以下，因此该弹弹道飞行稳定。

表 7-4　静稳定储备量

T	Ma =0.5	Ma =0.6	Ma =0.7	Ma =0.8	Ma =0.9
α =−2.00	−12.54	−11.86	−12.09	−13.67	−14.47
α =0.00	−23.62	−34.06	−36.24	−30.75	−29.36
α =2.00	−15.12	−16.14	−16.45	−18.32	−18.86
α =4.00	−15.60	−16.31	−16.84	−18.03	−18.94
α =6.00	−16.65	−17.33	−17.61	−18.49	−19.51
α =8.00	−17.38	−18.03	−18.40	−19.03	−20.02
α =10.00	−18.09	−18.74	−19.03	−19.51	−20.47
α =12.00	−19.00	−19.36	−19.73	−19.82	−21.12

7.2.2　飞行稳定性数值分析

1. 计算模型

1）计算域的确立

为了便于和试验结果对比，模拟参数完全依据风洞试验条件来选取。根据风洞断面尺寸，计算域选为弹前 350 mm，弹后 450 mm，为了方便建立模型后划分结构性网格[3]，弹的径向选取距离弹轴 350 mm。建立的母弹网格模型见图 7-20。

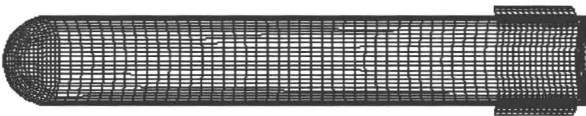


图 7-20 母弹网格模型

2) 计算模型

模拟方法:假定弹体不动,来流采用飞行速度,从而模拟弹体空中飞行过程。

控制方程:采用积分形式的 Navier-Stokes 方程[4];

湍流模型:采用标准 k-ε 二方程模型;

基本算法:耦合求解法;

初始条件:整个初始流场取远场边界条件;

边界条件:整个弹壁取无滑移的绝热固壁条件;

外边界条件:取压力远场边界条件。

3) 数值分析条件

在马赫数分别为 0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 和迎角分别为 $-2°$、$0°$、$2°$、$4°$、$6°$、$8°$、$10°$、$12°$ 的情况下,采用 FLUENT 软件对该弹绕流场进行了数值分析。

2. 结果及分析

1) 数值分析结果

由数值分析结果求得,马赫数为 0.7、迎角 8°时,在 $x_1=0.28$ m(有尾翼)处母弹横剖面上静压等直线分布情况见彩图 5。

图 7-21 为马赫数为 0.7、迎角为 8°时作用在母弹纵剖面弹壁下边缘线和上边缘线上的静压、动压及总压分布。

由数值分析结果求得不同马赫数、不同迎角时母弹所受升力系数 C_y、俯仰力矩系数 m_z,见表 7-5。

表 7-5 不同迎角及马赫数下升力系数、俯仰力矩系数统计表

α	$Ma=0.5$		$Ma=0.6$		$Ma=0.7$		$Ma=0.8$		$Ma=0.9$	
/(°)	C_y	m_z	C_y	m_z	C_y	m_z	C_y	m_z	C_y	m_z
−2	−0.1653	0.1498	−0.166	0.1555	−0.1825	0.1598	−0.1981	0.1627	−0.2185	0.1884
0	0.002	−0.0058	0.002	−0.0056	0.0018	−0.0051	0.0019	−0.0054	0.0015	−0.0039
2	0.1699	−0.1616	0.171	−0.1555	0.1866	−0.1704	0.2016	−0.1733	0.2212	−0.1945
4	0.3367	−0.3132	0.3413	−0.3078	0.3716	−0.328	0.4053	−0.3583	0.4413	−0.3929
6	0.5059	−0.4923	0.518	−0.5054	0.5598	−0.5217	0.6108	−0.5654	0.6673	−0.6135
8	0.6827	−0.6644	0.703	−0.6985	0.7571	−0.7187	0.8139	−0.7634	0.9044	−0.8241
10	0.8695	−0.9028	0.9254	−0.9413	0.9841	−0.9842	1.0529	−1.0121	1.1534	−1.0861
12	1.0615	−1.1561	1.126	−1.1883	1.1904	−1.2277	1.2766	−1.2826	1.4193	−1.3875

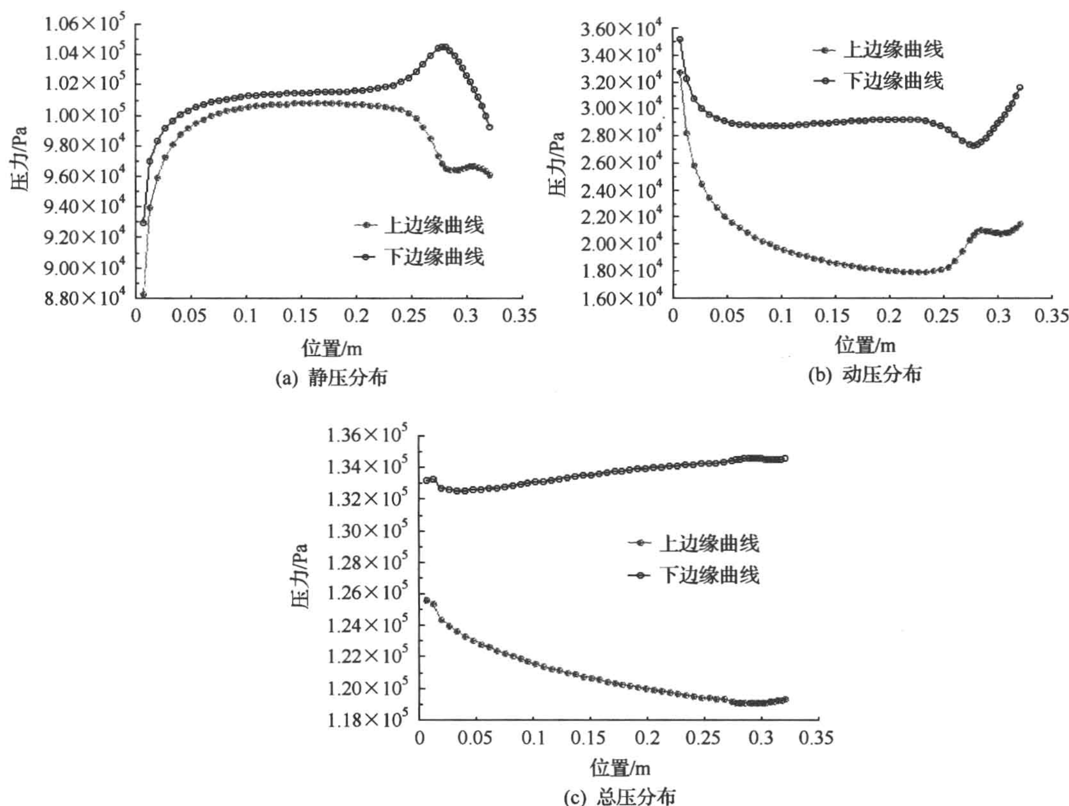


图 7-21　马赫数为 0.7、迎角为 8°时母弹纵剖面弹壁下边缘线和上边缘线上的压力分布

2) 结果分析

(1) 尾翼受力情况。

由 $x_1=0.28$ m(有尾翼)处母弹横剖面上静压等直线分布图(彩图 5)可知，当有迎角(大于 0)时，作用在四个尾翼下端面上的静压力大于其上端面上的静压力，该受力正好反映了有迎角时尾翼能起到稳定母弹的作用。

(2) 母弹壁受力规律。

由图 7-21 可以看出弹壁下边缘线上的压力大于弹壁上边缘线上垂直对应点上的压力，同时表明由母弹风帽至弹底端，弹壁下边缘线上的压力与弹壁上边缘线上垂直对应点上的压力之差不断增大，该受力所产生的力矩也有利于母弹向减小迎角的方向转动，即母弹有迎角时能够产生恢复力矩。

(3) 静稳定性分析。

由数值分析结果绘制的 C_y-α 曲线见图 7-22。从图中可以看出升力随 α 的增加而增大。由表 7-5 数值分析结果得 $m_z-\alpha$ 曲线见图 7-23。由图可知，在不同马赫数下 m_z 随 α 的增大而减小，即 $m_z^\alpha<0$。可见该弹满足纵向静稳定性要求。

由数值分析结果绘制的 m_z-C_y 曲线见图 7-24。由图可知，不同马赫数下的 m_z-C_y 曲线上任意点处的斜率 $m_z^{C_y}$ 均小于零，表明该弹满足纵向静稳定性要求。

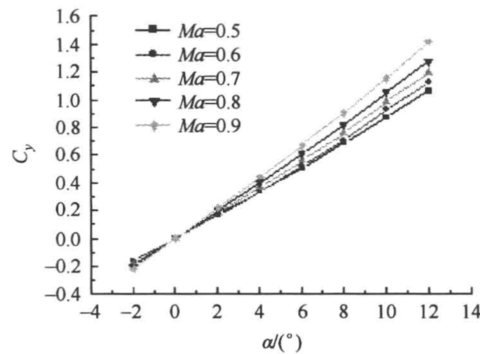


图 7-22　C_y-α 曲线

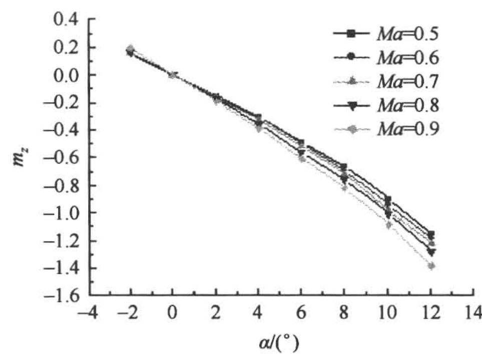


图 7-23　m_z-α 曲线

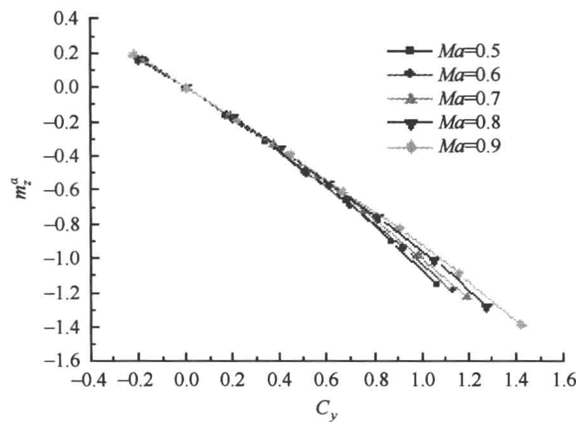


图 7-24　m_z-C_y 曲线

(4) 静稳定储备量。

由数值分析结果求得压心距弹头的位置见表 7-6，可得该航空云爆弹的静稳定储备量 T 见表 7-7。由表可以看出静稳定储备量也在 13%(绝对值)以上，与试验结果吻合。

表 7-6　母弹压心位置

T/%	Ma = 0.5	Ma = 0.6	Ma = 0.7	Ma = 0.8	Ma = 0.9
$\alpha=-2$	0.200 98	0.202 69	0.199 25	0.196 2	0.198 5
$\alpha=0$	0.313 12	0.307 5	0.309 38	0.309 87	0.296 25
$\alpha=2$	0.203 5	0.201 15	0.201 37	0.198 35	0.199 46
$\alpha=4$	0.202 32	0.200 73	0.199 65	0.199 73	0.200 08
$\alpha=6$	0.204 74	0.204 88	0.202 42	0.202 07	0.201 71
$\alpha=8$	0.204 74	0.205 89	0.203 4	0.202 76	0.201 26
$\alpha=10$	0.208 4	0.207 22	0.206 26	0.204 07	0.202 97
$\alpha=12$	0.211 26	0.209 36	0.208 01	0.206 51	0.204 99

表 7-7　静稳定储备量

T/%	Ma =0.5	Ma =0.6	Ma =0.7	Ma =0.8	Ma =0.9
α =−2	−14.43	−14.92	−13.95	−13.08	−13.73
α =0	−46.19	−44.60	−45.13	−45.27	−41.42
α =2	−15.15	−14.48	−14.54	−13.69	−14.01
α =4	−14.82	−14.37	−14.06	−14.08	−14.18
α =6	−15.50	−15.54	−14.84	−14.75	−14.65
α =8	−15.50	−15.83	−15.12	−14.94	−14.52
α =10	−16.54	−16.20	−15.93	−15.31	−15.00
α =12	−17.35	−16.81	−16.43	−16.00	−15.57

(5) 模拟与试验结果对比。

通过试验和模拟获得的俯仰力矩数据对比可知，在迎角为−2°～4°时，结果吻合较好，相对误差小于10%；迎角为4°～6°时，相对误差小于15%；迎角为6°～12°时，相对误差小于20%。产生误差的原因在于弹体周围流场的复杂性，大迎角时在弹体背部会产生涡面[5]，以及建立的模型与真实情况存在差别，尤其尾翼采用矩形近似实际的直角梯形等。

7.3　母弹尾部流场数值分析

柔性开舱方式是采用弹簧的弹射把伞弹离弹底一定距离后，在气流的作用下张开。该方式的可靠性取决于弹簧能否把伞弹离至距弹底一定的安全距离，该距离与弹的直径、弹开舱时的速度有密切关系。

根据流体力学[6]和空气动力学理论[7]，母弹的尾部存在尾流区，并且该区内有涡流存在[8]，严重影响着伞的弹射，如果伞的弹射距离不够，落入尾流区就很难实现开伞。某航弹在空投试验[9]中已经出现过伞未打开的现象，因此研究弹底部流场的分布规律具有很重要的现实意义。

7.3.1　母弹尾部流场数值分析模型

由于流场的理论计算以Navier-Stokes(N-S)方程组为基础，对于该问题也很难用理论计算求得解析解[10]，只有通过有限元的方法[11]进行数值求解。

1. 计算域的确立

该问题虽然是个空间问题，但由于弹体本身是个圆柱体，具有轴对称性，故模型可以建立1/4体进行求算，这样会大大节省计算机时。根据空中飞行器运动引起的流场结果[12]，计算模型取值为：弹前取弹长的7倍(20 m)，为了建立结构化网格的方便弹体径向也取20 m，弹后范围取弹长的20倍(60 m)，计算模型见图7-25。

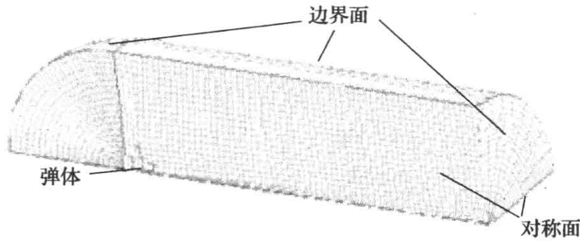


图 7-25 1/4 母弹计算模型

2. 计算模型

1）控制方程

采用积分形式的 Navier-Stokes 方程[5]为

$$\frac{\partial}{\partial t}\int_V \boldsymbol{W}\mathrm{d}V + \oint[\boldsymbol{F}-\boldsymbol{G}]\cdot \mathrm{d}A = \int_V \boldsymbol{H}\mathrm{d}V \tag{7-1}$$

式中，$\boldsymbol{W}$、$\boldsymbol{F}$ 和 $\boldsymbol{G}$ 定义为

$$\boldsymbol{W}=\begin{Bmatrix}\rho\\ \rho u\\ \rho v\\ \rho w\\ \rho E\end{Bmatrix},\quad \boldsymbol{F}=\begin{Bmatrix}\rho U\\ \rho Uu+p\boldsymbol{i}\\ \rho Uv+p\boldsymbol{j}\\ \rho Uw+p\boldsymbol{k}\\ \rho UE+pU\end{Bmatrix},\quad \boldsymbol{G}=\begin{Bmatrix}0\\ \boldsymbol{\tau}_{xi}\\ \boldsymbol{\tau}_{yi}\\ \boldsymbol{\tau}_{zi}\\ \boldsymbol{\tau}_{ij}\nu_j+q\end{Bmatrix} \tag{7-2}$$

矢量 $\boldsymbol{H}$ 为源项。其中，ρ、U、E 和 p 分别为密度、速度、单位质量的总能和流体压力；$\boldsymbol{\tau}$ 为黏性应力张量；q 为热流通量。

单位质量总能 E 与总焓 H 的关系为

$$E = H - \frac{p}{\rho} \tag{7-3}$$

式中

$$H = h + \frac{|v|^2}{2} \tag{7-4}$$

2）湍流模型

本书数值分析所采用的湍流模型为标准 k-ε 二方程模型，湍动能 k 及其耗散率 ε 由下列输运方程得到：

$$\rho\frac{\mathrm{D}k}{\mathrm{D}t} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_k}\right)\frac{\partial k}{\partial x_i}\right] + G_k - \rho\varepsilon - Y_\mathrm{M} \tag{7-5}$$

$$\rho\frac{\mathrm{D}\varepsilon}{\mathrm{D}t} = \frac{\partial}{\partial x_i}\left[\left(\mu+\frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon}\right)\frac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right] + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}G_k - C_{2\varepsilon}\rho\frac{\varepsilon^2}{k} \tag{7-6}$$

式中，G_k 为由平均速度梯度引起的湍流动能生成项；Y_M 为可压缩性影响项；$C_{1\varepsilon}$ 和 $C_{2\varepsilon}$ 为常量；σ_k、σ_ε 分别为 k 和 ε 的湍流普朗特数。

3）计算网格

本书在对整个求算域划分网格时，在弹头及流动规律复杂的弹体底部流动区内网格

布置得较密，而在远离弹体、流动较稳定的计算域网格布置得较稀疏，以在一定总网格数下(本模型共有节点 32 万个)得到合理布置的计算网格。

4) 基本算法

耦合求解法首先求解连续、动量和能量方程，在此基础上分别求解其他的标量方程。本书应用 Gauss-Seidel 迭代法求解由有限体积法离散基本控制方程组得到的代数方程组，为了便于收敛和满足计算精度，对控制方程各量采用二阶差分格式，对湍动能及其耗散率采用一阶差分格式。

5) 初始条件和边界条件

初始条件：整个初始流场取远场边界条件。壁面条件：整个弹壁取无滑移的绝热固壁条件。外边界条件：取压力远场边界条件。

6) 数值分析条件

本书在来流马赫数分别为 0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 的条件下，对该弹绕流场进行了数值分析。由于主要研究弹体底部流场的结构及特性，而弹翼对底部流场影响不大，故实际计算时采用的是无翼简化外形。

7.3.2　数值分析结果

通过数值分析，得到了马赫数分别为 0.5、0.6、0.7、0.8、0.9 时，该弹绕流场的流场结构图，不同马赫数下的流场结构图形式类同，彩图 6～彩图 17 分别是 Ma=0.5、0.7、0.9 时的计算结果(坐标原点取在弹底面中心处)。

1. *弹尾部轴向压力分布规律*

根据模拟计算结果，通过后处理得到 Ma=0.5、0.7、0.9 时，弹底尾部轴向压力分布规律，如图 7-26 所示。

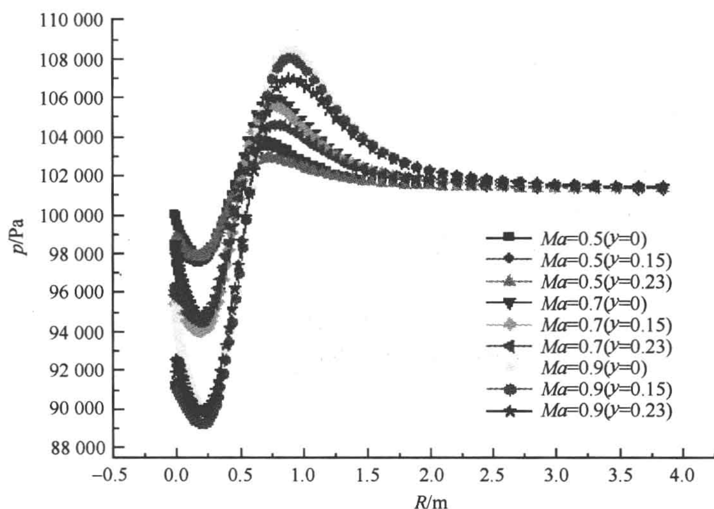


图 7-26　弹体底部对称轴上及径向 0.15 m、0.23 m 处沿轴线方向的压力曲线

通过分析彩图 7、彩图 11、彩图 15 及图 7-26 可知，在弹尾部存在着低压区和高压区，且马赫数越大，弹底流场内低压区压力越低，高压区压力越大，其位置离弹底也较远。马赫数为 0.5 时，高压区压力达 0.103 MPa，距弹底为 0.7163 m；马赫数为 0.9 时，高压区压力达 0.108 MPa，距弹底为 0.8867 m。弹尾部轴向最高静压与马赫数的关系见图 7-27，最高压力出现的位置与马赫数的关系见图 7-28。

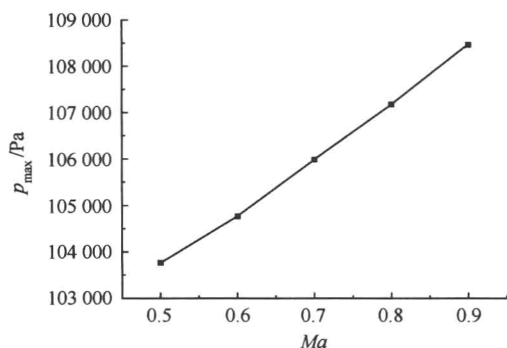


图 7-27　p_{max}-Ma 关系曲线

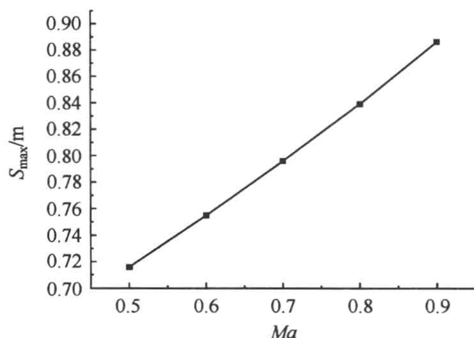


图 7-28　S_{max}-Ma 关系曲线

2. 弹底部径向压力分布规律

通过分析彩图 7、彩图 11、彩图 15 及图 7-28 可知，弹底部最大静压力发生在弹底中心位置。弹体底面静压力随径向变化情况见图 7-29，同时也发现随马赫数的增加弹底中部最大压力减小，其变化规律见图 7-30。

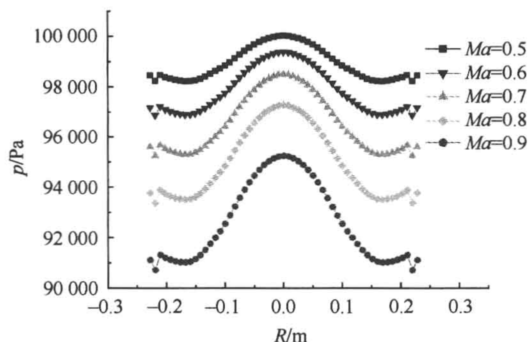


图 7-29　弹体底面上沿径向压力分布曲线

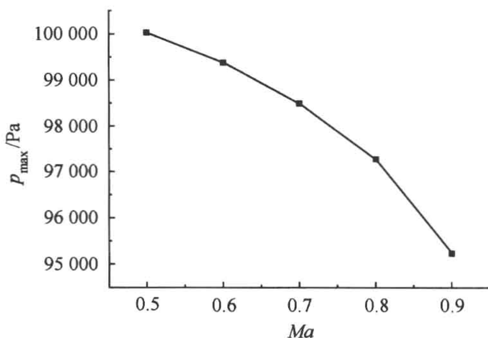


图 7-30　弹底最大压力 p_{max}-Ma 关系曲线

3. 弹尾部气流速度分布规律

由弹底部流场速度矢量彩图 8、彩图 12、彩图 16 及弹底部流场速度分布彩图 9、彩图 13、彩图 17 可知，弹尾部存在涡流区；通过处理得到 Ma＝0.5、0.7、0.9 时，距离弹底 0.1 m处沿径向(R)分布的 x 方向和 y 方向(或称 R 方向)的速度变化情况见图 7-31、图 7-32；弹尾部对称轴上的轴向(x 方向)速度分布见图 7-33。

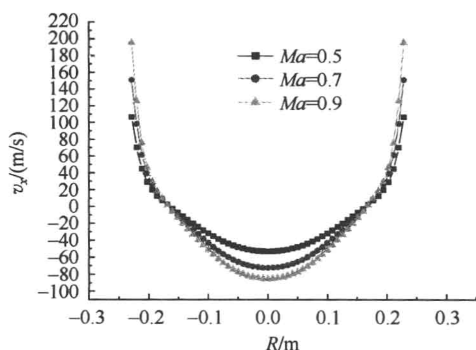


图 7-31　弹底 0.1 m 处轴向速度变化曲线

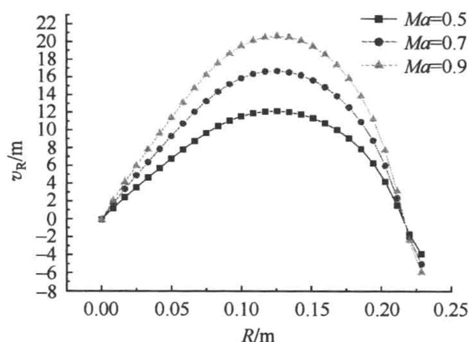


图 7-32　弹底 0.1 m 处径向速度变化曲线

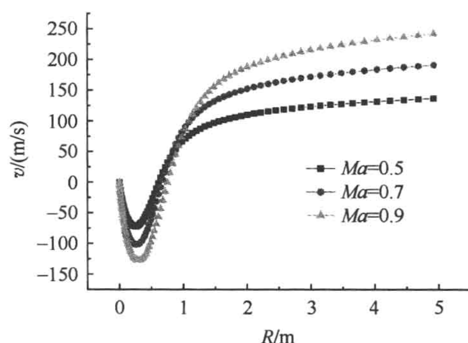


图 7-33　弹尾部对称轴上轴向速度分布曲线

由图 7-31 可知，在弹底部中央处有流向弹底方向的气流，并沿径向逐步变化为背离弹底的气流，这正表明旋涡的存在。由图 7-32 可知，在弹的对称轴上只有沿轴向的气流，沿径向气流背离弹对称轴，在弹尾部弹壁附近有气流向弹对称轴流动(图中的负速度)，该气流对开舱有利。图 7-33 为弹尾部对称轴上轴向速度分布情况，速度负值表明该处速度与弹体运动速度一致，即与远场气流速度方向相反，这正是影响开舱的关键所在。速度最小值及其所处位置(距离弹底)与马赫数的关系见图 7-34 和图 7-35。

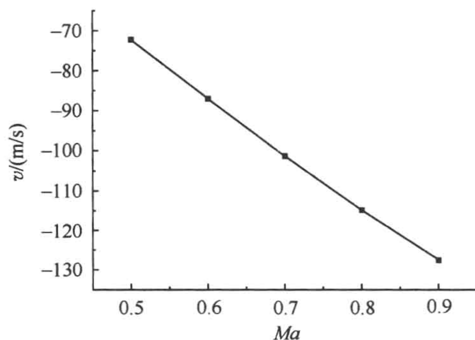


图 7-34　v-Ma 关系曲线

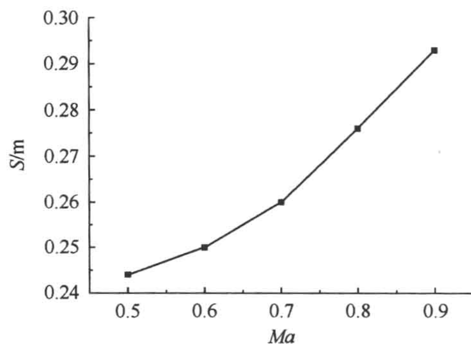


图 7-35　S-Ma 关系曲线

不同马赫数条件下涡流区中速度最小值处，轴向速度 v_x（x 方向速度）沿弹径向 R 的变化规律见图 7-36。

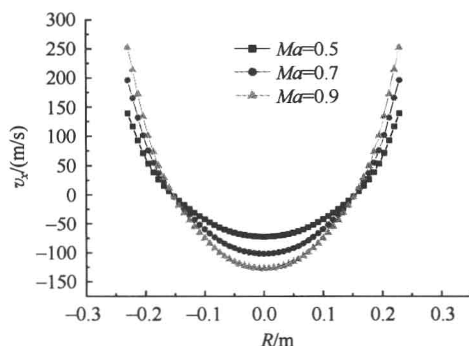


图 7-36　v_x-R 关系曲线

4. 涡流区尺寸

根据上述不同位置不同方向的气流流速和流向的变化情况，可知弹尾部存在涡流区。图 7-33 表明该区范围随着马赫数的增大而增大，其范围随马赫数的变化规律见图 7-37，曲线呈指数分布，拟合方程为

$$S = 0.6067 + 0.2862E - 4e^{\frac{Ma}{0.16058}} \tag{7-7}$$

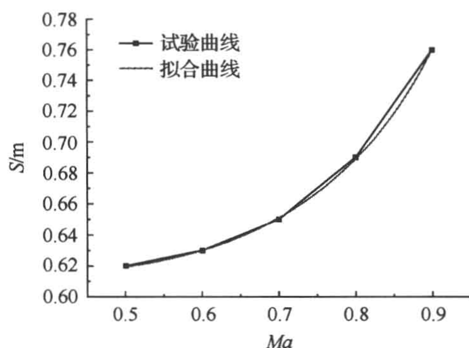


图 7-37　涡流区大小 S-Ma 变化规律

7.4　母弹开舱可靠性

对母弹尾流场数值分析结果表明：在母弹尾部存在涡流区，同时存在高压区和低压区，并且区域范围随马赫数的增加而增大，因此对于选用柔性开舱方式的航弹来说，涡流是影响开舱是否可靠的关键。开舱可靠性主要在于弹簧能否把伞弹离弹底一定距离，即弹出涡流区。如果伞的弹射距离不够，滞留于尾流区，在涡流的作用下可能使伞在该区中缠结，导致无法正常开伞，或者延误开伞时间，使得武器系统无法正常发挥作用。

7.4.1 开伞过程分析

1. 静态开伞过程

为了便于对空中弹簧引导伞进行考核和分析，首先对某航弹的开伞过程在静止状态下进行了弹射试验[13]，由高速摄影进行记录，结果见图 7-38。

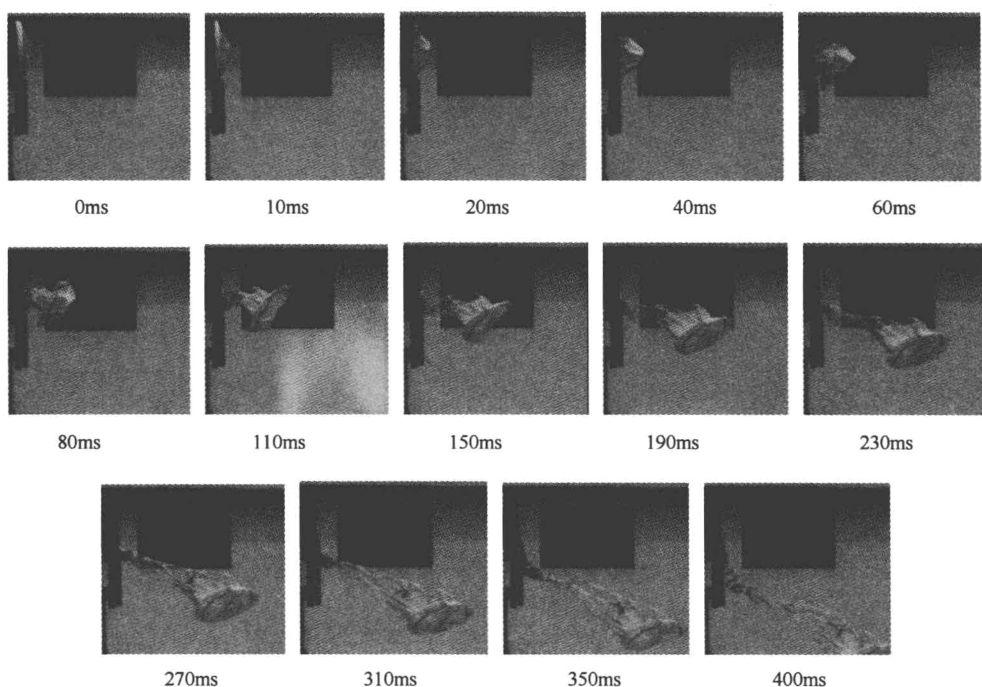


图 7-38　弹簧引导伞弹射过程记录结果

根据多次静止弹射试验记录结果得到引导伞水平位移和垂直位移与时间的关系，如图 7-39 和图 7-40 所示。由于开舱过程主要考虑弹簧的水平运动，所以对水平位移与时间的关系进行了拟合[14]，结果表明其在静止状态下弹射后的运动符合二次抛物线规律。

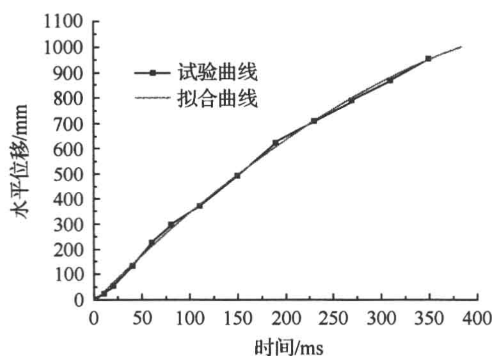


图 7-39　引导伞水平位移-时间关系曲线

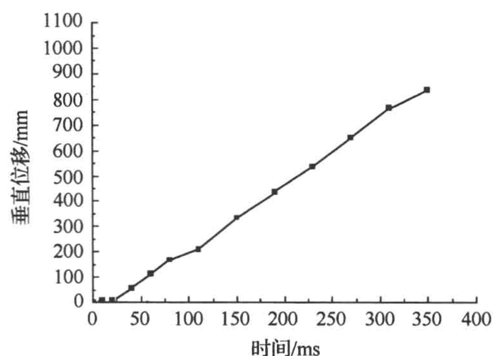


图 7-40　引导伞垂直位移-时间关系曲线

弹簧引导伞水平位移与时间关系的拟合方程为

$$S_{水平} = -9.71967 + 3.88897t + 0.00332t^2 \quad (7-8)$$

2. 动态开伞过程

由图 7-38 得到弹簧引导伞弹射距离随时间的变化规律如图 7-41 所示，拟合方程为

当投弹速度为 750 km/h 时

$$S = 5.2953 \times 10 - 4e^{\frac{t}{23.7}} \quad (7-9)$$

当投弹速度为 850 km/h 时

$$S = -0.46937 + 2.48883 \times 10^7 e^{\frac{t}{25.1}} \quad (7-10)$$

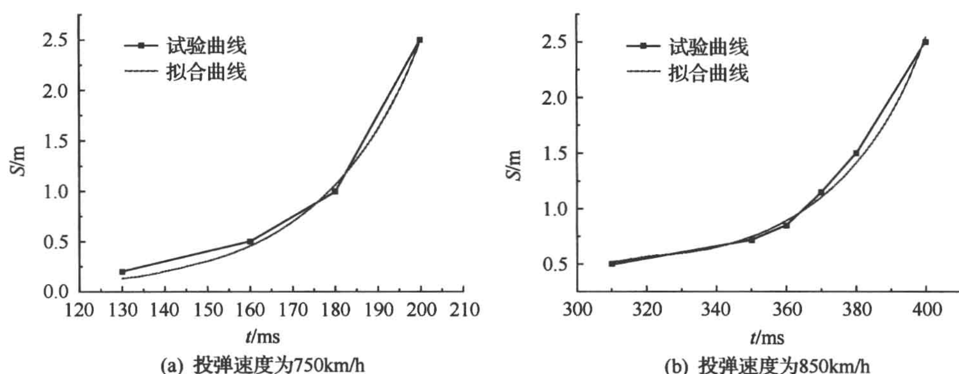


图 7-41　弹簧引导伞弹射距离随时间的变化曲线

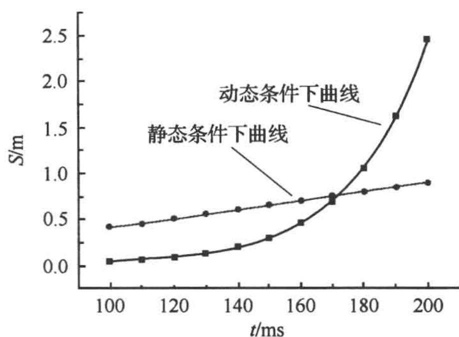


图 7-42　动态和静态条件下 S-t 曲线比较

3. 开伞过程分析

从试验记录结果来看，弹簧引导伞在两种条件下的运动有着较大的差别(图 7-42)。一是伞的形状不同，动态条件下伞呈现为一团并不断变化，而静态条件下伞的形状比较规则，基本上呈自然状态的形状。二是动态情况下弹簧引导伞初期运动较慢，后来运动较快；而静态条件下弹簧引导伞初期快，然后逐渐变慢。造成以上差别的原因显然是弹尾涡流的影响，动态条件下后期运动速度加快，是引导伞已经脱离了涡流区，其运动方向和气流方向一致。静态条件下弹簧引导伞运动遵循二次抛物线规律，而动态条件下遵循指数增长规律。

另外，试验结果表明：在不同的投弹速度下，弹簧引导伞开伞时间也不同，在 750 km/h 的条件下，引导伞开伞所需时间约为 300 ms；而在 850 km/h 投弹条件下，引导伞开伞所需时间约为 400 ms，该现象也表明大马赫数条件下，尾部涡流区大，且所受气流速度大，因此引导伞弹出需要较长时间。

7.4.2 母弹开舱可靠性分析

通过上述对弹簧引导伞开伞过程的分析，发现弹簧引导伞在弹尾流场中运动过程很复杂，由于其结构为柔性结构，且在涡流中运动，因此需作必要的假设，来寻找开舱可靠性的判断方法。

1. 基本假设条件

(1) 由上节母弹尾流场的数值分析结果(彩图 8、彩图 12、彩图 16 弹底部流场速度矢量图)及开伞过程分析可知，弹簧引导伞如果沿弹轴线运动，其所受阻力最大，因此假设弹簧引导伞完全沿此轴线方向运动。

(2) 虽然弹簧引导伞为柔性结构，但弹簧弹射后会处于自然状态，因此可把伞在流场中的运动模型简化为圆柱体，弹簧的外形结构如图 7-43 所示。

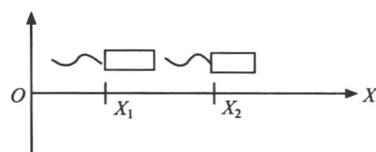


图 7-43　引导伞运动模型

2. 弹簧引导伞受力分析

静压作用：由母弹尾流场数值分析结果可知，弹底后部压力先由低压升到高压，达到压力峰值后才缓慢下降到远场压力，因此弹簧引导伞在弹底运动时要克服静压。

动压作用：由于弹底尾部存在涡流，造成弹底后出现负流向，即气流流向弹底，因此弹簧引导伞离开弹底的运动过程中要克服气流产生的动压。

3. 开舱可靠性分析

依据能量守恒定律，如果 $E_{弹} \geqslant W_{静压} + W_{动压}$（$E_{弹}$ 为弹簧的势能，$W_{静压}$ 为弹簧克服静压所做的功；$W_{动压}$ 为弹簧克服动压所做的功），则表明弹簧能够弹出弹底尾流区，能够正常开伞，实现可靠开舱。

1) $E_{弹}$ 的计算

实测弹簧的压力-位移数据见表 7-8，绘得压力位移曲线见图 7-44。

表 7-8　弹簧压力-位移实测值

位移 X/m	压力 F/N	位移 X/m	压力 F/N
0.035	9.8	0.275	88.2
0.105	29.4	0.289	98.0
0.176	49.0	0.301	107.8
0.210	58.8	0.311	117.6
0.237	68.6	0.319	127.4
0.258	78.4	0.326	137.2

根据弹簧的压力-位移关系利用式 $E = \int Y \mathrm{d}x$，可求得弹簧的弹性能。由图 7-57 知，

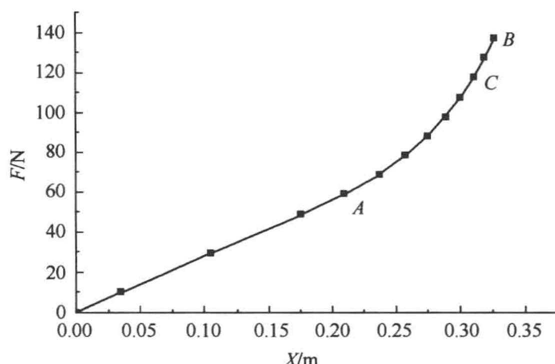


图 7-44　弹簧的压力与位移曲线

曲线可分线性 OA 段和非线性 AB 段，AB 曲线的拟合方程为

$$Y = -370.4 + 5069.5x - 20\,985.8x^2 + 31\,310.4x^3 \tag{7-11}$$

从而可求得弹簧的总弹性能

$$\begin{aligned} E_{弹} &= \frac{1}{2}Y_A X_A + \int_{x_A}^{x_C} Y\mathrm{d}x \\ &= \frac{1}{2}\times 58.8 \times 0.21 + \int_{0.21}^{0.32}(-370.4 + 5069.5x - 20\,985.8x^2 + 31\,310.4x^3)\mathrm{d}x \\ &= 15.61\mathrm{J} \end{aligned}$$

2) $W_{静压}$ 分析

由空投记录结果分析，单就静压来说，由图 7-45 可以看出，只要伞能越过静压顶点 D 达到 E 点(DE 约为弹簧自由长度的一半)，就表明能够可靠开舱。伞在静压场中能否达到 E 点，主要取决于伞运动过程中后端所受静压，在开舱前伞的后端所受静压为远场压力 P_c，开舱初期沿弹壁也会有气流进入伞的后端(见图 7-32，速度为负值，表明有气流流向弹轴线方向)，这使伞后端的静压值难以定量化，而且会增加伞后端的压力。现假设伞在运动过程中后端受到远场压力，而其前端受到的静压见图 7-45，则在伞运动到 E 点的过程中伞顶单位面积所需要的能量为 $S_{\mathrm{II}} - S_{\mathrm{I}}$ (S_{I} 为Ⅰ区面积，代表伞进入低压区运动获得的能量；S_{II} 为Ⅱ区面积，代表伞在高压区运动释放出的能量)，由计算知 $S_{\mathrm{I}} \approx 2S_{\mathrm{II}}$，即伞进入低压区获得的能量大于在高压区消耗的能量。而实际过程中伞的后端静压要小于 P_c，但在其运动过程中如果静压平均值不低于 P_k，就能保证 $S_{\mathrm{I}} \approx S_{\mathrm{II}}$，也就是说伞在静压场中运动到 E 点不需消耗能量，即 $W_{静压} \approx 0$。另外，在弹簧引导伞运动过程中，由数值分析结果知：涡流区范围小于高压区范围，因此该引导伞在到达压力峰值前，已脱离涡流区，并开始获得气流的推动，因此在静压场中不考虑能量的消耗。

3) $W_{动压}$ 的求算

由图 7-46 知，ABC 段为负流区，伞在该区运动需要克服动压做功，在 $Ma=0.9$ 条件下，弹底对称轴上动压分布规律(由上章数值分析可以得到)见图 7-47。

根据图 7-47 曲线特点，采取分段拟合，得 $Ma = 0.9$ 时 AB、BC 段(图 7-48)的拟合方程为

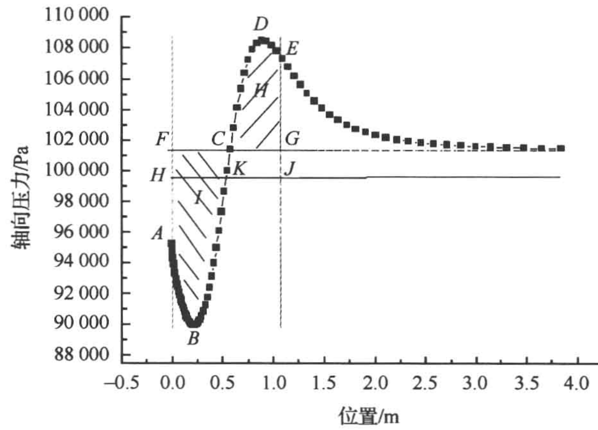


图 7-45　$Ma=0.9$ 时弹体底部对称轴上轴向压力分布曲线

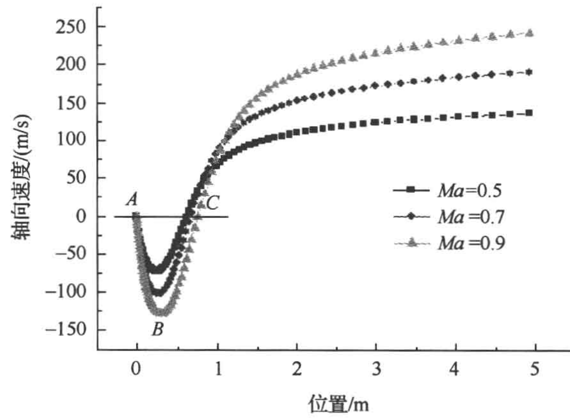


图 7-46　$Ma=0.5$、$Ma=0.7$、$Ma=0.9$ 时弹体底部对称轴上轴向速度分布曲线

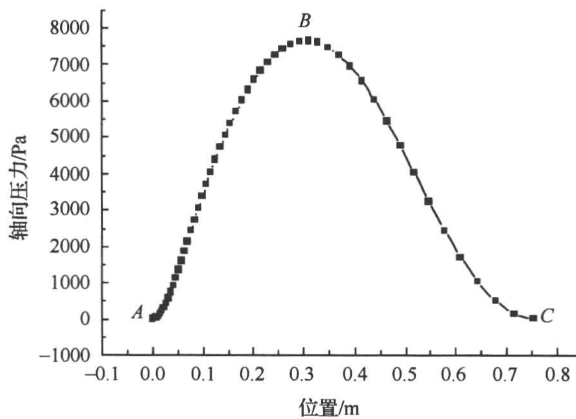


图 7-47　$Ma=0.9$ 时弹体底部对称轴上负流区动压分布

$$Y_{0.9}=\begin{cases}\dfrac{-9692.8}{1+0.2e^{17.3x}}+7901.1, & 0\leqslant x\leqslant 0.293\\ \dfrac{8679.6}{1+0.0011e^{13.1x}}-426.8, & 0.293\leqslant x\leqslant 0.7554\end{cases} \tag{7-12}$$

由此可知，弹体底部对称轴上负流区动压分布规律为

$$Y=\frac{a}{1+be^{cx}}+d,\quad 0\leqslant x\leqslant x_0 \tag{7-13}$$

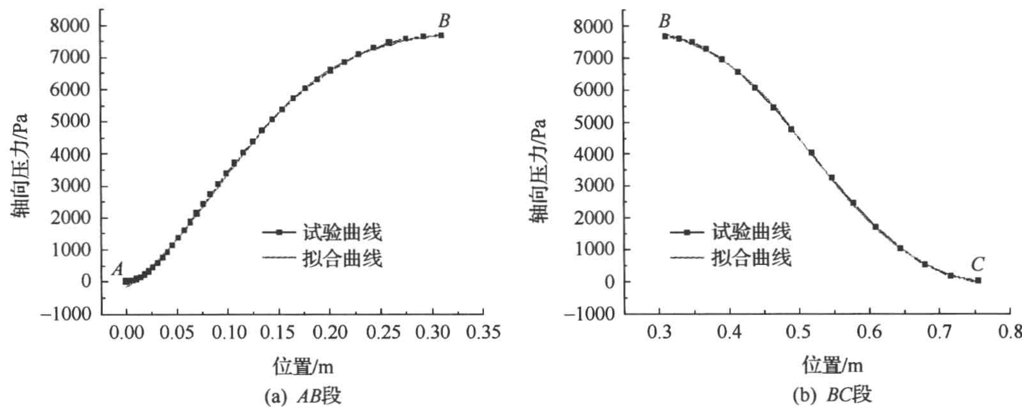


图 7-48　$Ma=0.9$ 时弹体底部对称轴上负流区分段动压拟合曲线

伞运动过程中，由于顶部动压的分布为非定常值，如图 7-49 所示。对弹底轴线不同位置处伞顶实际所受动压与按照最大动压计算伞顶所受动压之比 η_1 为 0.45～0.85。η_1 称为动压分布系数。为了计算更接近实际，取 $\eta_1=0.7$。

另外，前面假设弹簧引导伞只沿弹尾轴线运动，而实际情况并非如此，其运动要偏离对称轴，即伞顶真实受力要小于按照最大压力计算的结果，因此再引入运动不稳定系数 η_2，该系数考虑偏离对称轴距离的大小(最大为其半径)为其半径时，采用同样方法求得 $\eta_2=0.7\sim1$。本书取 $\eta_2=0.9$，则弹簧引导伞运动过程中需克服动压所做的功为

$$W_{动压}=\eta_1\eta_2C_0A_S\int_0^{x_1}Y\mathrm{d}x \tag{7-14}$$

由式(7-12)、式(7-14)得 $Ma=0.9$ 时，弹簧引导伞运动过程中需克服动压所做的功

$$W_{0.9动压}=\eta_1\eta_2C_0A_S\int_0^{x_1}Y\mathrm{d}x=\eta_1\eta_2C_0A_S\int_0^{0.293}Y\mathrm{d}x+\eta_1\eta_2C_0A_S\int_{0.293}^{0.7554}Y\mathrm{d}x=19.66\mathrm{J}$$

同理，求得不同 Ma 下的 $W_{动压}$ 结果见表 7-9。

表 7-9　不同 Ma 下的 $W_{动压}$

Ma	$W_{动压}$ /J	$E_{弹}$ /J
0.6	8.64	15.61
0.7	11.98	15.61
0.8	15.48	15.61
0.9	19.66	15.61

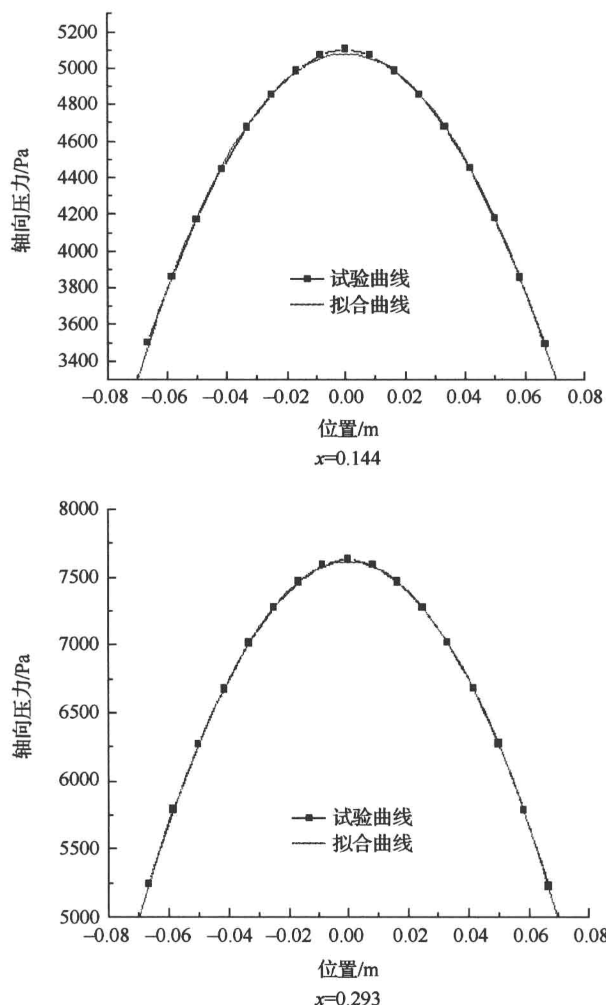


图 7-49　弹尾部轴向不同位置动压随径向变化曲线

4）开舱可靠性分析

根据 $E_{弹} \geqslant W_{静压} + W_{动压} = W_{动压}$，弹簧引导伞在弹射过程中要依靠其势能来克服动压做功，如果弹簧的势能不足以用来克服涡流区内动压所做的功，则弹簧引导伞弹不出涡流区，不能保障可靠开舱，在过去的空投试验中采用比目前弹性弱的弹性引导伞已出现过弹簧引导伞未打开的现象。

到目前为止，采用上述计算的弹簧在马赫数为 0.6（$E_{弹} > W_{0.6动压}$）和 0.7（$E_{弹} > W_{0.7动压}$）投弹条件下，在已进行过 22 枚的空投试验中均能可靠开舱。由上述计算结果知：$E_{弹} = 15.61\ \mathrm{J} \approx W_{0.8动压} = 15.48\ \mathrm{J}$，因此当投弹速度接近 $Ma=0.8$ 时，开舱不可靠。

5）开舱可靠性判据

根据上述分析和计算，并结合实际空投情况，确立开舱条件为 $E_{弹} \geqslant W_{动压}$ 是合理的，

即弹簧所具有的势能应大于其弹出涡流区克服动压所做的功。

7.5　子母弹落点散布

武器系统总体效能评估是武器系统研究中的重要课题，云爆武器也不例外。除对云爆武器的威力进行静态测试外，对其在空投状态下的作战效能进行分析显得尤为重要。特别是云爆子母弹的子弹落点散布、落地瞬间的速度及落角是影响其作战效能的重要数据。子弹落点散布过小将使子弹毁伤区域部分重叠，子弹使用效能不高，子弹落点散布过大将不能集中其威力摧毁瞄准的目标，同时子弹落地瞬间的速度与落角也是影响云爆弹威力的重要指标。

本节通过建立云爆子母弹空投外弹道的动力学模型和数值分析方法，研究影响云爆武器空投状态下的关键参数，计算出子弹落点散布及子弹落地的弹道诸元，而且可以对空投试验中飞机的飞行高度、速度等参数及武器系统进行预先设计。

7.5.1　子弹飞行过程分析

在母弹投放一定时间后，开伞装置先将位于母弹尾部的云爆子弹 A 的引导伞弹出，由引导伞 A 拉出的主伞 A 并迅速充气涨满，子弹 A 立即减速。该子弹通过系绳将第二枚子弹 B 的引导伞拉出，子弹 B 的主伞的伞绳拉直时，由于第二枚子弹的惯性，系绳被拉断。被拉出的主伞 B 迅速充气涨满，子弹 B 立即减速飞行。图 7-50 为子母型航空炸弹系统的整个作用过程框图。

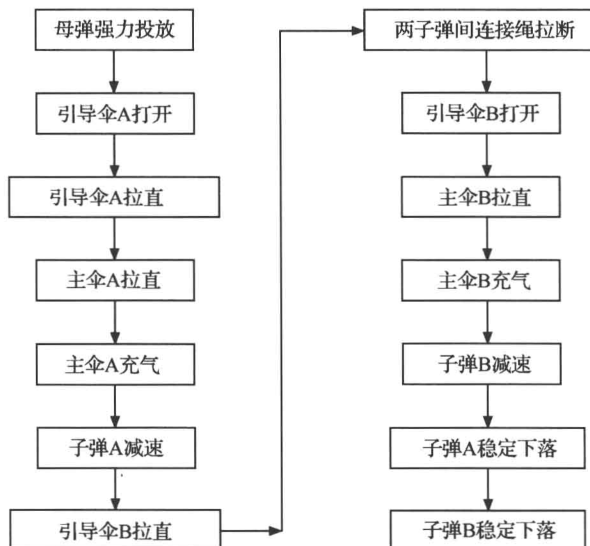


图 7-50　系统作用过程框图

与一般航空炸弹相比，低空伞弹系统运动规律更为复杂。其主要特点如下：整个弹道由多段弹道组成；飞行系统（炸弹与降落伞组成）是一变质量的弹性系统；影响弹道的关键

因素——阻力系数不同于一般炸弹；伞衣充满时弹道状态变量有突变；伞衣的透气量及大变形运动形式引起的附加质量是不容忽略的。由于该飞行系统的动力学模型含变质量及大变形运动，不同于通常意义上的弹道模型。因此，有必要建立起完整的全弹道动力学模型。

低空伞弹弹道可分为四个子弹道：母弹自由坠落段弹道，即从投弹瞬时到打开伞包为止；拉直段弹道，即子弹降落伞从母弹中抛出到伞衣和伞绳全长拉直为止；充气段弹道，即从伞衣、伞绳全长拉直到伞衣全部充满为止；稳定下落段弹道，即从伞衣充满到弹头着地为止。

1. 母弹自由坠落段弹道模型

由于低空伞弹投放过程采用开伞拉绳进行强迫开伞，母弹离机至开伞绳拉直时打开伞包，这一过程称为自由坠落段弹道。定义的坐标系及自由坠落段受力状态见图 7-51，图中 D 为弹体的气动阻力，m 为伞弹系统质量。

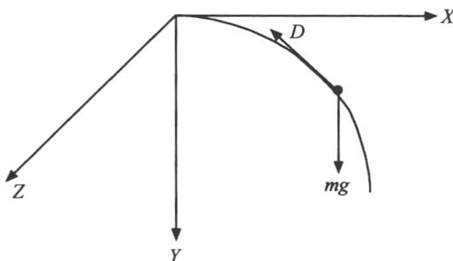


图 7-51　坐标系及自由坠落段受力状态

如果采用图 7-51 所示坐标系，可写出统一结构表达的弹道方程[15]

$$\begin{cases}\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{X}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{A}(\boldsymbol{X}-\boldsymbol{W})+\boldsymbol{B}\\[2mm]\dfrac{\mathrm{d}\boldsymbol{C}}{\mathrm{d}t}=\boldsymbol{X}\end{cases}\tag{7-15}$$

$$\boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}-Qv & 0 & 0\\ 0 & -Qv & 0\\ 0 & 0 & -Qv\end{bmatrix}\tag{7-16}$$

式中，$\boldsymbol{X}=(v_x,v_y,v_z)^{\mathrm{T}}$ 为弹道速度矢量；$\boldsymbol{W}=(w_1,0,w_3)^{\mathrm{T}}$ 为弹道风速矢量；$\boldsymbol{B}=(0,g,0)^{\mathrm{T}}$ 为加速度矢量；$\boldsymbol{C}=(x,y,z)^{\mathrm{T}}$ 为弹道坐标矢量；$Q=\dfrac{\rho Sc_{\mathrm{d}}}{2m}$；$\rho$ 为空气密度；S 为参考面积；c_{d} 为伞弹系统阻力系数；$v=\sqrt{(v_x-w_1)^2+v_y^2+(v_z-w_3)^2}$ 为弹道速度。

初始条件为

$$v_x=v_{x0}=v_0\cos\lambda\cos\gamma,\quad v_y=v_{y0}=v_0\sin\lambda,\quad v_z=v_{z0}=v_0\cos\lambda\sin\gamma+v_{\mathrm{p}}\tag{7-17}$$

$$x=x_0,\quad y=y_0,\quad z=z_0,\quad v_0=\sqrt{v_{x0}^2+v_{y0}^2+v_{z0}^2}\tag{7-18}$$

式中，λ 为飞机俯冲角；γ 为侧滑角；v_0 为飞机飞行速度；v_{p}为弹射速度。结束条件为

$$\sqrt{(v_0 t\cos\lambda\cos\gamma - x)^2 + (v_0 t\sin\lambda - \gamma)^2 + (v_0 t\cos\lambda\sin\gamma - z)^2} \geqslant l_1 \tag{7-19}$$

式中，l_1 为开伞拉绳长度。

2. 拉直段弹道模型

拉直过程中，子弹及降落伞的旋转运动可忽略，从而可以用质点系运动方程来研究它的运动。在拉直过程中，由于伞系统的拉直过程伴随着伞弹之间的质量转移，因此一般不能把伞弹系统的运动作为两个质点来处理，而应将它们视为三个变质量体的相对运动。

拉直段受力状态如图 7-52 所示。D 为弹体的气动阻力，D_b为引导伞的气动阻力。为简化起见，作如下假设：伞张力方向与子弹的速度方向平行；各质点均无升力，附加质量忽略不计；拉直过程中降落伞无充气；伞衣拉出阶段，伞衣套出口处张力与伞衣-伞绳连接处张力相等；每根伞绳的张力彼此相等。

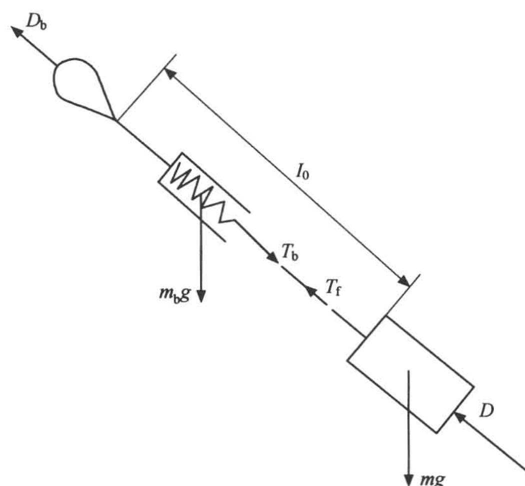


图 7-52　拉直段受力状态

对航空炸弹，使用运动方程式(7-15)，其中 $\boldsymbol{B} = \left(-\dfrac{T_f v_x}{mv}, g - \dfrac{T_f v_y}{mv}, -\dfrac{T_f v_z}{mv}\right)^{\mathrm{T}}$。同理对伞衣的运动方程式(7-15)，其中

$$\boldsymbol{X} = (v_{xb}, v_{yb}, v_{zb})^{\mathrm{T}}, \quad \boldsymbol{C} = (x', y', z')^{\mathrm{T}}, \quad v = \sqrt{(v_{xb} - w_1)^2 + v_{yb}^2 + (v_{zb} - w_3)^2}$$

$$\boldsymbol{B} = \left(\frac{T_b v_{xb}}{(m_b - m_0)v_b}, \frac{T_b v_{yb}}{(m_b - m_0)v_b} + g, \frac{T_b v_{zb}}{(m_b - m_0)v_b}\right)^{\mathrm{T}}$$

$$\boldsymbol{A} = \begin{bmatrix} -Q'v & 0 & 0 \\ 0 & -Q'v & 0 \\ 0 & 0 & -Q'v \end{bmatrix}, \quad Q' = \frac{\rho S_b c_{db}}{2(m_b - m_0)}$$

$$T_f = N_{sl}\left[\xi_{sl}\frac{\partial\delta}{\partial l} + \eta\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\delta}{\partial l}\right)\right]_{l=0}, \quad T_b = N_{sl}\left[\xi_{sl}\frac{\partial\delta}{\partial l} + \eta\frac{\partial}{\partial t}\left(\frac{\partial\delta}{\partial l}\right)\right]_{l=l_b}$$

式中，m_b为伞衣套质量；m_0 为伞衣拉出质量；l_0 为拉出长度；l 为伞绳长度；ξ_{sl}为伞绳的弹性模量；η 为伞绳的阻尼系数；δ 为伞绳任意截面位移；ρ_l 为拉直过程拉出线质量密度；N_{sl}

为主伞伞绳的个数；T_f、T_b分别由伞绳的二阶波动偏微分方程求得。

初始条件为自由坠落结束时的弹道状态值。结束条件为

$$l_0 \geqslant l_b \tag{7-20}$$

式中，l_b为拉出系统伞绳长度。

3. 充气段弹道模型

当任意一个物体在流体中作非稳态运动时，不仅物体本身的动量在发生变化，周围流体的动量也将发生变化，表现为物体所受运动阻力的增加。在一般应用中，与前者相比，后者可不予考虑，但是，当物体的质量与其所排开的流体的质量处于大约同一数量级时，如降落伞在空气中的运动，则后者的影响不能忽略。通常，把流体动量的变化归结为一质量为 m_{sa}的附加物体动量的变化，m_{sa}称为“附加质量”。m_{sa}可表示为物体的特征体积 V 与流体的密度 ρ 的乘积，即

$$m_{sa} = k_{sa}\rho V \tag{7-21}$$

式中，k_{sa}为附加质量系数。伞衣是一种在空气中做非定常、大变形运动的结构，研究它的运动，附加质量是一个不容忽视的重要影响因素[16]，计算表明，在伞衣充气过程后期，附加质量接近或大于伞衣质量的数量级，显然，它们的影响不能忽略。另外，附加质量的变化率同样是一个很重要的影响因素。在理想流体中，附加质量分量值可根据势流理论来估计。对于给定的物体外形和姿态，它们是常数。在真实流体中，附加质量分量的大小不仅与物体的外形、姿态有关，而且也与物体的无量纲加速度（加速度数）等有关，远比在理想流体中复杂。由于伞衣的充气过程如此复杂，以至于如果试图对该过程中的每一个微小细节都进行同等地位的考虑，研究工作将无法进行，而且，该过程中还存在着数学上难以描述的随机性干扰因素。因此，只能在一种非常理想的情况下，在保留物理过程本质的基础上，忽略处于次要地位的因素来建立研究该过程的数学模型，如图 7-53 所示。主要简化假设如下：伞衣由一个集中质量的质点来模拟；该质点运动具有三个自由度（不考虑伞衣的旋转运动）；作用于伞衣上的气动阻力，用上面的“准稳定流体”气动阻力与非定常流体惯性力两部分之和表示，后者体现在附加质量上。

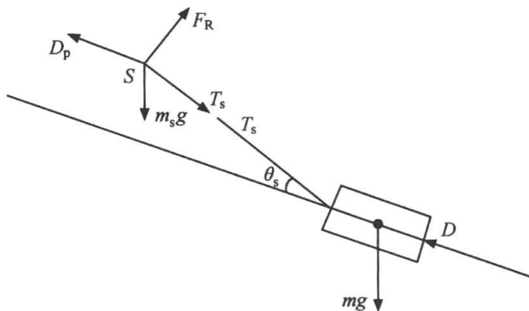


图 7-53　系统各质点受力状态

根据图 7-53 的受力状态，利用运动方程式(7-15)，其中炸弹的参数为 $\sin\theta_r = \dfrac{v_y}{v}$，

$\tan\psi_{\mathrm{r}}=\dfrac{v_z-w_3}{v_x-w_1}$，$\theta_{\mathrm{r}}$ 为弹道轨迹角，ψ_{r} 为轨迹偏离飞行方向的方位角。

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}-T_{\mathrm{s}}v_x\cos\theta_{\mathrm{s}}/(mv)+T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{r}}\cos\psi_{\mathrm{r}}/m\\-T_{\mathrm{s}}v_y\cos\theta_{\mathrm{s}}/(mv)-T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{r}}/m+g\\-T_{\mathrm{s}}v_z\cos\theta_{\mathrm{s}}/(mv)+T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{r}}\sin\psi_{\mathrm{r}}/m\end{bmatrix}$$

同理对伞衣质点 S，利用式(7-15)，有

$$\boldsymbol{B}'=\begin{bmatrix}\dfrac{T_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{s}}v_{x\mathrm{s}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})v_{\mathrm{s}}}-\dfrac{T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{sr}}\cos\psi_{\mathrm{sr}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})}-\dfrac{\dot{m}_{\mathrm{sa}}v_{x\mathrm{s}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})}+Q'v_{\mathrm{s}}^2c_{\mathrm{R}}/c_{\mathrm{d}}'\sin\theta_{\mathrm{sr}}\cos\psi_{\mathrm{sr}}\\\dfrac{T_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{s}}v_{y\mathrm{s}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})v_{\mathrm{s}}}+\dfrac{T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{sr}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})}-\dfrac{\dot{m}_{\mathrm{sa}}v_{y\mathrm{s}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})}-Q'v_{\mathrm{s}}^2c_{\mathrm{R}}/c_{\mathrm{d}}'\cos\theta_{\mathrm{sr}}+g\\\dfrac{T_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{s}}v_{z\mathrm{s}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})v_{\mathrm{s}}}-\dfrac{T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{sr}}\sin\psi_{\mathrm{sr}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})}-\dfrac{\dot{m}_{\mathrm{sa}}v_{z\mathrm{s}}}{(m_{\mathrm{s}}+m_{\mathrm{sa}})}+Q'v_{\mathrm{s}}^2c_{\mathrm{R}}/c_{\mathrm{d}}'\sin\theta_{\mathrm{sr}}\sin\psi_{\mathrm{sr}}\end{bmatrix}$$

$$\theta_{\mathrm{s}}=\arcsin\frac{r_{\mathrm{s}}}{R},\quad R=\sqrt{(x-x')^2+(y-y')^2+(z-z')^2}$$

$$\sin\theta_{\mathrm{sr}}=\frac{v_{y\mathrm{s}}}{v_{\mathrm{s}}},\quad \tan\psi_{\mathrm{sr}}=\frac{v_{z\mathrm{s}}-w_3}{v_{x\mathrm{s}}-w_1},\quad m_{\mathrm{sa}}=4k_{\mathrm{sa}}\rho\pi r_{\mathrm{s}}^2$$

式中，m_{s}为伞衣的质量；m_{sa}为伞衣附加质量；k_{sa}为附加质量系数；c_{R}为横向气动系数；r_{s}为伞衣充气时的伞衣张开半径。

初始条件为拉直段结束时的弹道状态值。结束条件为

$$\theta_{\mathrm{s}}\geqslant\theta_{\mathrm{b}} \tag{7-22}$$

式中，θ_{b}为伞衣最大张角。

作用在伞衣上的横向气动力表达式为

$$F_{\mathrm{R}}=\rho v_{\mathrm{s}}^2 s' c_{\mathrm{R}}/2 \tag{7-23}$$

式中，c_{R}表示“准稳定流”情况下(伞衣无变形运动，气流稳定经过伞衣)作用于伞衣上的横向气动系数。我们认为促使伞衣张开的动力为作用于伞衣上的横向气动力，且伞衣充气时间随投弹高度的增加而减少，因此，可以认为 c_{R}是高度的函数。一般假设为

$$c_{\mathrm{R}}=k_{\mathrm{r}}(H)G(c_{\mathrm{d}}',\theta_{\mathrm{s}}) \tag{7-24}$$

函数 $G(c_{\mathrm{d}}',\theta_{\mathrm{s}})$ 的形式可根据 c_{d}' 及 c_{R}的意义导出。由于 c_{d}' 及 c_{R}均为气动参数，因此它们与伞衣的质量无关。为此，将伞衣看成无质量的薄膜，对质点 g 可写出两个方向相互垂直的力平衡方程

$$\begin{cases}T_{\mathrm{s}}\cos\theta_{\mathrm{s}}=\rho s' v_{\mathrm{s}}^2 c_{\mathrm{d}}'/2\\T_{\mathrm{s}}\sin\theta_{\mathrm{s}}=\rho s' v_{\mathrm{s}}^2 c_{\mathrm{R}}/2\end{cases} \tag{7-25}$$

由式(7-25)可得 $c_{\mathrm{R}}=c_{\mathrm{d}}'\tan\theta_{\mathrm{s}}$，因此 $c_{\mathrm{R}}=k_{\mathrm{r}}(H)c_{\mathrm{d}}'\tan\theta_{\mathrm{s}}$，一般工程上[17]取 $C_{\mathrm{R}}=0.77\,c_{\mathrm{d}}'$。

4. 稳定下落段弹道模型

在伞衣充满后，气动阻力使伞弹系统继续减速直到系统达到稳定下降状态。由于伞衣充满后，系统的外形和质量都可以视为不变，因此，这一阶段可把弹、伞两者作为一个质点来处理，作如下假设：伞弹系统为集中在系统质心处的一个质点，不考虑伞与弹之间的相互干扰，系统阻力取伞的阻力与弹体阻力之和。利用统一的弹道方程式(7-15)，则此时

$$\boldsymbol{X}=(v_x,v_y,v_z)^{\mathrm{T}},\quad \boldsymbol{W}=(w_1,0,w_3)^{\mathrm{T}},\quad \boldsymbol{C}=(x,y,z)^{\mathrm{T}}$$

$$v=\sqrt{(v_x-w_1)^2+v_y^2+(v_z-w_3)^2},\quad \boldsymbol{A}=\begin{bmatrix}-Qv & 0 & 0\\ 0 & -Qv & 0\\ 0 & 0 & -Qv\end{bmatrix}$$

$$Q=\frac{\rho s_{\mathrm{p}}(c''_{\mathrm{d}}+sc_{\mathrm{d}}/s_{\mathrm{p}})}{2(m+m_{\mathrm{b}}+m_{\mathrm{ba}})},\quad m_{\mathrm{ba}}=4\pi r_{\mathrm{b}}^3k_{\mathrm{ba}}\rho/3,\quad \tan\psi_{\mathrm{r}}=\frac{v_z-w_3}{v_x-w_1}$$

$$\boldsymbol{B}=\begin{bmatrix}\dfrac{Qv^2}{(c''_{\mathrm{d}}+c_{\mathrm{d}}s/s_{\mathrm{p}})}c'_{\mathrm{R}}\sin\theta_{\mathrm{r}}\cos\psi_{\mathrm{r}}-\dot{m}_{\mathrm{ba}}v_x\\ g-\dfrac{Qv^2}{(c''_{\mathrm{d}}+c_{\mathrm{d}}s/s_{\mathrm{p}})}c'_{\mathrm{R}}\cos\theta_{\mathrm{r}}-\dot{m}_{\mathrm{ba}}v_y\\ \dfrac{Qv^2}{(c''_{\mathrm{d}}+c_{\mathrm{d}}s/s_{\mathrm{p}})}c'_{\mathrm{R}}\sin\theta_{\mathrm{r}}\sin\psi_{\mathrm{r}}-\dot{m}_{\mathrm{ba}}v_z\end{bmatrix},\quad \sin\theta_{\mathrm{r}}=v_y/v$$

式中，c'_{R} 为横向气动系数。

初始条件为充气段结束时的弹道状态值。结束条件为

$$y\geqslant H_0 \tag{7-26}$$

式中，H_0 为投弹高度。

7.5.2 子弹落点散布数值分析

1. 全弹道仿真结果

子母弹的弹道属于二次弹道，即分为母弹弹道和它们的子弹(伞弹系统)弹道。研究母弹弹道需提供飞机的飞行参数等初始条件，研究子弹弹道必须由母弹弹道计算提供子弹弹道计算所需的诸元初值，因此这实际上解决了子母弹全弹道计算问题。表 7-10 是全弹道仿真结果。

表 7-10　全弹道仿真结果

投弹速度 /(km/h)	投弹高度 /m	全水平射程/m		全飞行时间/s	终点落速/(m/s)	终点落角/(°)
		母弹	子弹 A/子弹 B	t_1/t_2	v_1/v_2	θ_1/θ_2
700	150	963	346.79/392.13	8.66/8.67	26.02/25.97	82.14/80.94
700	200	1100	352.67/397.34	10.56/10.57	26.35/26.34	86.13/85.37
800	150	1094	368.81/417.51	8.72/8.73	26.03/25.99	82.27/81.04
800	200	1145	373.61/422.65	10.62/10.63	26.36/26.34	86.20/85.42
800	250	1375	376.00/425.21	12.52/12.53	26.47/26.47	88.12/87.66
900	200	1393	390.65/450.76	10.68/10.73	26.36/26.34	86.27/85.50
900	250	1534	393.00/453.27	12.58/12.63	26.47/26.47	88.16/87.70

表 7-10 给出了子弹的散布、飞行时间、终点的落速和落角，下面以第五组数据(飞机速度为 800 km/h，飞行高度为 200 m)为例绘制其全弹道轨迹，如图 7-54 所示。

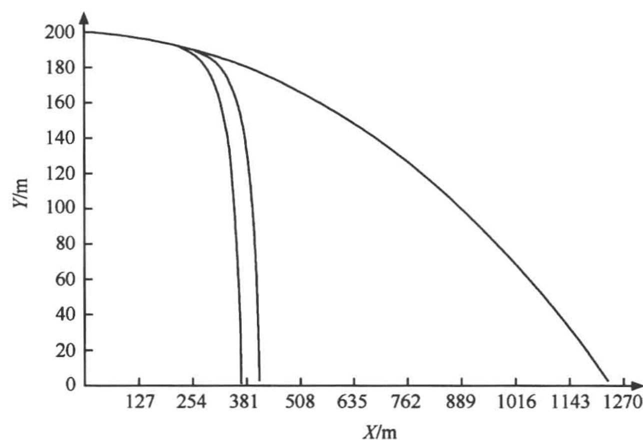


图 7-54　全弹道轨迹图

2. 伞弹落点散布计算结果

在飞机底部左右两侧各挂一个母弹，母弹间距 5 m，在右侧母弹中装有子弹 A 和子弹 B，在左侧母弹中装有子弹 C 和子弹 D，母弹中两子弹间绳长为 1 m，子弹质量均为 144 kg，伞衣质量为 15 kg，风速 3 m/s，风向为飞机飞行方向右转 60°，给定弹道初始条件及特征参数，使用上述弹道模型计算不同投弹初始条件的子弹散布，计算结果见表 7-11，该表是仿真飞机底部右侧所挂母弹中子弹 A 和子弹 B 的散布结果，同时考虑了风的影响。

表 7-11　伞弹落点散布计算结果

投弹高度 /m	投弹速度 /(m/s)	子弹 A 的坐标/m		子弹 B 的坐标/m	
		x	z	x	z
150	167	336.76	19.53	365.25	19.29
	222	380.24	20.77	428.66	20.29
	250	400.02	21.19	459.50	20.70
300	167	354.22	34.20	382.97	33.95
	222	397.16	35.48	446.16	34.99
	250	416.77	35.91	476.82	35.41

3. 异常条件下的弹道

弹道仿真计算不仅要仿真正常条件下母弹及子弹的弹道，而且要计算各种异常条件下的弹道。子弹不出仓条件下母弹弹道在第一个主伞已张开和第一个主伞未张开情况下的计算结果见表 7-12。

表 7-12 子弹不出仓条件下母弹弹道计算结果

异常条件	飞行速度/(km/h)	弹射速度/(m/s)	投弹高度/m	全水平射程/m	全飞行时间/s	终点落速/(m/s)	终点落角度/(°)
第一个主伞已张开	750	3	200	587	8.79	40.96	66.13
第一个主伞未张开	800	3	200	1285	6.08	208.30	16.53

参考文献

[1] 许会林,汪家骅.燃料空气炸药.北京:国防工业出版社,1980

[2] 李向东,钱建平,曹兵,等.弹药概论.北京:国防工业出版社,2004

[3] 韩占忠,王敬,兰小平.fluent——流体力学仿真计算实例与应用.北京:北京理工大学出版社,2004

[4] 阎超.计算流体力学方法及应用.北京:北京航空航天大学出版社,2006

[5] 臧国才.弹箭空气动力学.北京:兵器工业出版社,1989

[6] 景思睿,张鸣远. 流体力学. 西安:西安交通大学出版社,2001

[7] 童秉纲,孔祥言,邓国华,等. 气体动力学. 北京:高等教育出版社,1990

[8] Armaly B F, Durst F. Experiment and theoretical investigation of backward facing step flow. J. Fluid Mech.,1983, 127: 473-496

[9] 北京理工大学编写组. 某FAE飞行试验总结报告. 北京理工大学,2002

[10] 郭智权.航空飞机无粘绕流流场数值计算.中国力学学会办公室.第六届全国计算流体力学会议论文集.北京:科学出版社,1992

[11] Wu J C, Gulcat U, Wang C M, et al. Zonal solution of unsteady viscous flow Problems. AIAA paper 84-1637, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Fluid Dynamics, Plasma Dynamics, and Lasers Conference. 1984

[12] 程暮林. StarCD在计算复杂几何外形的外流场中的应用. 北京:北京大学硕士学位论文,2002

[13] 北京理工大学. 模拟弹射试验报告. 内部资料,2002

[14] 郝红伟. Origin 6.0 实例教程. 北京: 中国电力出版社,2000

[15] 丛明煜. 低空伞弹外弹道动力学模型. 弹道学报,2000,(1):31-36

[16] Michael A J. Experiment Investigation of Added Mass during Parachute Deceleration Preliminary Result, AIAA-91-0856,1991

[17] Roberts B N, Tpddy K R. A Discussion of Parachute Inflation Theories. AIAA-75-1351,1975

第三篇　云雾爆轰威力评价

第 8 章　云爆威力测试

云爆弹的目标毁伤因素主要包括冲击波、热辐射、地震波等。为准确评价云雾爆轰的威力性能，应根据云雾爆轰的特点建立云爆威力试验和测试系统。

8.1　云爆试验系统

云雾爆轰是复杂的力学、化学作用过程，应根据试验目的、装药量、测试项目等，选择在实验室或靶场进行相关试验。

8.1.1　实验室云爆试验系统

为了研究多相混合物从点火、分散到爆轰的发生、发展全过程，尤其是对爆轰过程中各种特性参数及复杂的传播机理进行深入研究，应在实验室条件下建立一套合理可靠的试验系统。

目前国内外研究多相混合物爆炸的容器按形状大致可以分为管状、筒状和球状等三种。在研究中广泛采用的试验系统有最早由美国矿业局设计的 1.2 L 的 Hartmanm 管、22 L 的圆柱形封闭燃烧管、20 L 的球形爆炸罐、ISO 1 m^3 圆柱形及球形爆炸罐和 1.25 m^3爆炸罐[1~3]。以往对多相混合物爆炸进行的研究表明，试验系统的形状、体积、扬尘效果、点火延迟时间等条件对试验的结果都有很大的影响，多相混合物爆炸过程中存在复杂的燃烧、冲击动力现象，不能用低速条件下流体力学相似规律进行描述，因此小型燃烧爆炸试验系统在爆炸发展过程研究及试验结果上就有一定的局限性。相比较来说，大型爆炸试验系统（如 10 m^3爆炸罐试验系统和水平管道试验系统）更接近实际情况，试验结果也更加真实可靠。

1. 10 m^3 多相爆炸罐试验系统

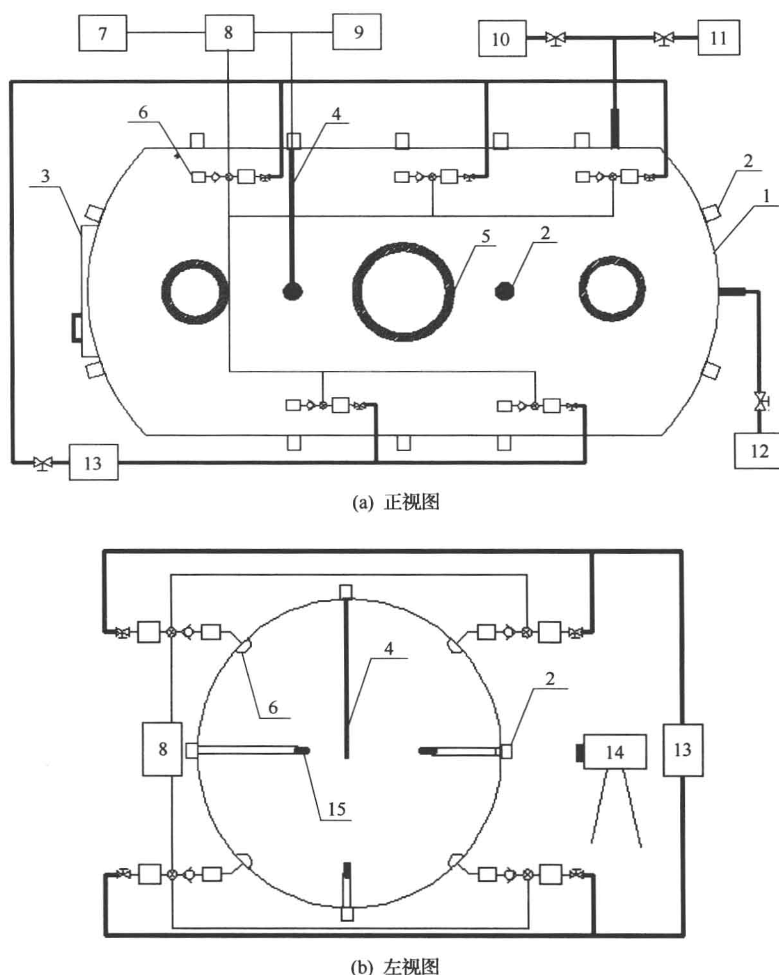
10 m^3爆炸罐试验系统主要用来进行 g～kg 量级的云爆燃料分散、起爆和爆轰性能的试验研究[4,5]。

1）试验系统构成

试验系统主要包括 10 m^3 多相燃烧爆炸罐、喷粉扬尘系统、点火系统、测试系统、控制系统、配气系统以及其他配套设备。整个试验系统如图 8-1 所示。

2）试验设备

10 m^3多相燃烧爆炸罐为卧式、圆角圆柱体，内径为 2.0 m，长为 3.5 m。爆炸罐的一端有 2 扇双向开门，两扇门之间由螺杆连接并在门的边缘装有密封圈，可以保证整个系统的气密性；另一端与抽真空系统相连接。爆炸罐两侧分别装有观测窗口，可对爆炸过程进行拍摄。整个爆炸罐安放在一套大型减震装置上，这样可以减轻由爆炸带来的震动对周



(a) 正视图

(b) 左视图

图 8-1　10 m^3 多相燃烧爆炸罐试验系统示意图

1-爆炸罐；2-测试孔；3-罐门；4-点火杆；5-光测窗口；6-喷粉系统；7-测试系统；8-控制系统；9-点火器；10-配气系统；11-通风除尘系统；12-真空泵；13-高压气泵；14-高速运动分析系统

围环境的影响。

3）控制系统

控制系统用于控制电磁阀开启、点火以及触发测试系统开始记录，控制系统工作原理见图 8-2。多相燃烧爆炸控制仪包括喷射延时控制器和点火延时控制器两部分。从电磁阀开启到粉尘云在管内形成需要一定时间，且悬浮粉尘云形成后也仅能在一段时间内维持良好的悬浮状态，因此点火时刻和电磁阀开启时刻之间应存在一个合适的延迟时间，点火过早或过迟都不能得到良好的爆炸效果。

4）点火系统

点火系统的发火电压约为 2000 V，单次储能为 40 J。高能点火系统由高能点火器、耐高压高温电缆、高能点火枪和电源电缆组成，如图 8-3 和图 8-4 所示。其中点火枪伸进

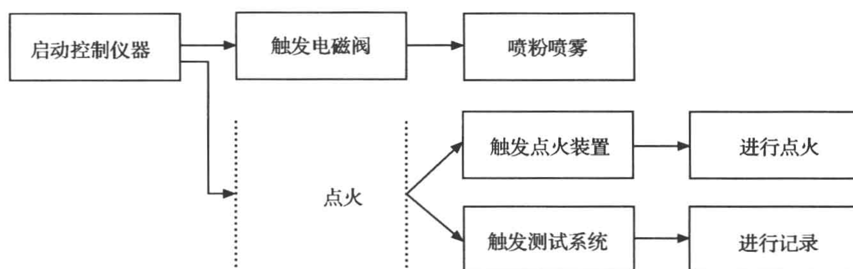


图 8-2 控制系统工作原理图

爆炸罐内 1 m,由 2 个不锈钢电极组成,一个为圆柱形,另一个为管状,2 个电极同轴并且中间有用陶瓷管隔开的 2 mm 间隙,为使试验能够实现在爆炸罐内中心点火,点火杆如图 8-5 所示,可通过罐体上的测试孔伸进爆炸罐内。



图 8-3 高能点火器

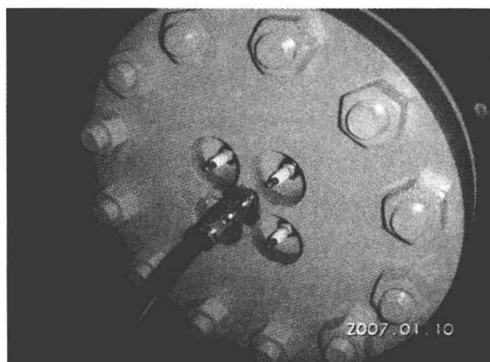


图 8-4 点火枪及耐高压高温电缆

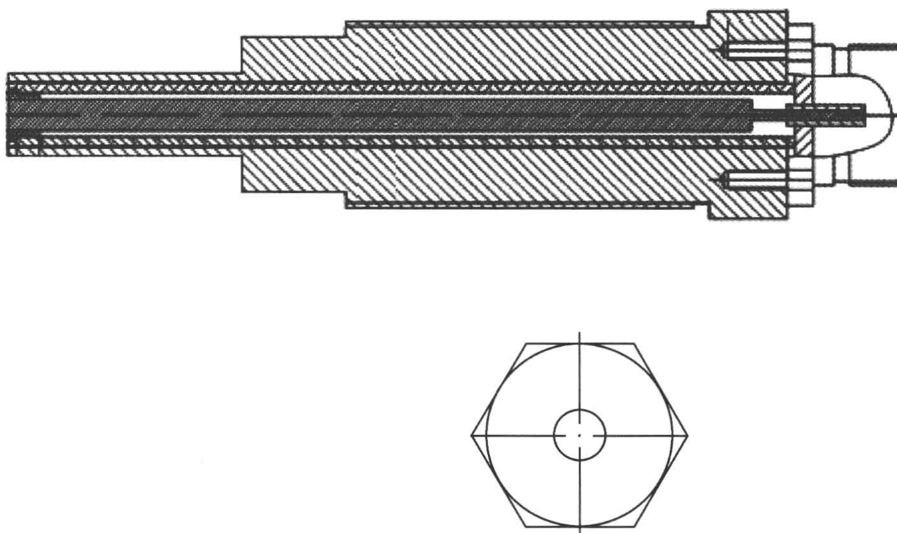


图 8-5 点火杆结构图

点火系统工作原理：由 220 V/50 Hz 交流电经变压器升压，硅堆整流后变为高压直流，经限流电阻向储能电容充电，经过一定时间后，储能电容器上的电压因达到放电管击穿电压而放电，使储能电容器上所储存的能量通过放电管、电感、电源电缆、导电杆加到半导体火花塞上，使半导体火花塞端面产生强烈的火花，从而点燃粉尘云-空气混合物。当储能电容器上的能量释放完毕后，放电管恢复阻断状态，以后便重复上述工作过程。点火棒(枪)采用高温合金制成，单次发火时间为 200～300 μs。

5) 喷粉系统

试验系统选择气流携带式扬尘技术，使用空心半球形喷粉/喷雾扬尘系统，在水平燃烧爆炸管内可形成均匀弥散、悬浮时间达到秒级的粉尘云。喷粉/喷雾扬尘系统由手动阀门、高压气室、电磁阀、单向阀、粉室和空心半球形喷头组成，如图 8-6 所示。高压气室容积约为 2 L，用来存储高压空气，一端经手动阀门与空气压缩机相连，另一端则经电磁阀、单向阀与粉室相连。喷头与粉室相连，粉室结构如图 8-7 所示。在喷头半球表面上布置 8 圈直径为 1.2～1.8 mm 的扬尘小孔，共计 164 个，以确保水平管道内的粉尘云浓度沿管道轴向及径向均匀分布。

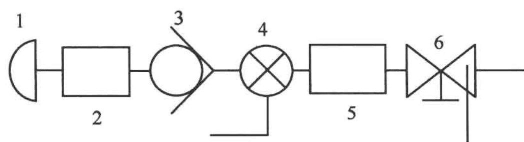


图 8-6　喷粉扬尘装置示意图

1-半球形喷头；2-燃料室；3-单向阀；4-电磁阀；5-高压气室；6-手动阀门

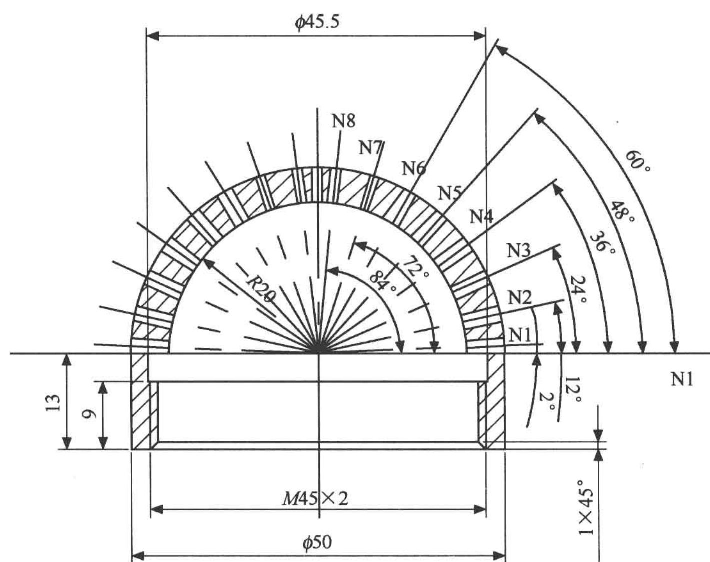


图 8-7　空心半球形喷头结构图

扬尘前，先将一定量的粉尘置于燃料室中，并将高压气室充压至 0.8～1 MPa。各电

磁阀的开启时间及顺序由控制系统控制，当电磁阀开启后，储存在气室里的高压气流，经过电磁阀、单向阀进入燃料室，高压气流夹带着粉尘通过空心半球形喷头上的扬尘孔喷射到水平管道中。多套扬尘装置同时喷射，可以互相填补死角，从而在全管中形成分布均匀且能够维持一定时间的悬浮粉尘云。

6）配气系统

配气系统主要用于向试验设备内输入不同种类、不同压力的各种气体，进行不同配比的空气、氧气、氮气等气氛下气体、液体和固体燃料的云爆试验。动态配气系统如图 8-8 所示。

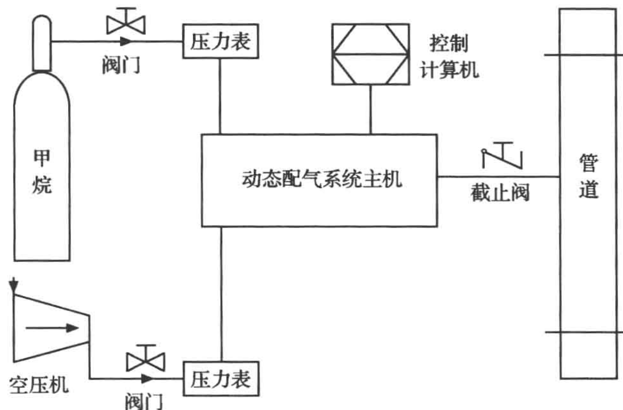


图 8-8　动态配气系统简图

7）压力测试系统

实验室的云爆压力场测试采用壁面热电偶压力传感测试系统。试验时，由控制系统输出电压信号，触发数据采集系统开始记录。在试验过程中，当爆炸波传至压电传感器时，传感器将压力信号转换成电荷信号，再经过适配器转换为相应的电压信号，最后经数据采集系统采集存储，并通过计算机对数据进行分析处理，得到相应的压力-时间历史曲线。

8）温度测试系统

温度测试系统由热电偶、连接线、温度调理模块、数据采集系统等组成。试验时，由控制系统控制点火与数据采集同步触发，点火后，火焰开始由点火中心向四周传播，当热流通过热电偶热端时，热电偶感知热量，将温度信号转换成电信号，电信号传输到温度调理模块经过放大，最后将数据存储在计算机中，得到了原始的温度-时间曲线。

9）作用过程测试系统

作用过程测试系统由高速摄影机、多组高感光度镜头、三脚架、高速运动图像分析软件等组成，实现云爆分散、爆轰过程的光学测量，记录燃料分散过程及其尺度、起爆及爆轰过程、云爆形成火球的尺度及其变化过程。

2. 水平管道试验系统

管道的几何条件和物理条件对爆轰传播具有显著影响。在水平管道试验系统中，可

进行各种几何条件(非等截面直管)下云爆燃料点火、燃烧、爆轰过程及爆轰波传播影响因素研究[6~9]。

1) 试验系统构成

试验系统主要包括如下几部分:水平多相燃烧爆炸管、泄爆罐、动态配气系统、扬尘系统、点火系统、测试系统、控制系统以及其他设备。整个试验系统如图 8-9 所示。

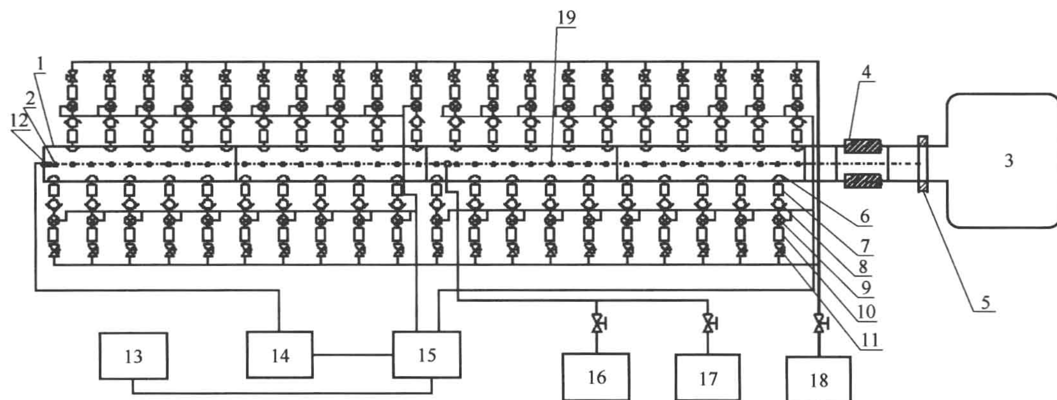


图 8-9　水平多相燃烧爆炸管

1-燃烧管;2-测试孔;3-泄爆罐;4-光测窗口;5-泄爆膜;6-半球形喷头;7-粉室;8-单向阀;9-电磁阀;10-高压气室;11-手动阀门;12-点火棒;13-测试系统;14-高能点火器;15-控制系统;16-除尘系统;17-真空泵;18-空气压缩机;19-热电偶

2) 水平多相燃烧爆炸管

水平多相燃烧爆炸管内径为 0.199 m,总长 32.4 m,共由 9 节组成,中间用法兰盘连接。整条试验管道的一端由法兰盘密封,并在法兰盘中央开有点火装置的安装孔。另一端与体积为 13 m^3的泄压罐相连。第一根管当做标准点火段,在第一、二根管连接处,用泄爆膜隔开。另一泄爆膜安装在泄爆罐与管道的连接处,两张泄爆膜之间的封闭段作为试验段。全部管道安放在组合支架上。在管道上方均匀布置有测试孔,间距为 0.7 m。

喷粉扬尘系统、点火系统、测试系统、控制系统、配气系统以及其他设备基本与 10 m^3 爆炸罐相同。

8.1.2　靶场云爆试验系统

1. 试验环境条件

(1) 地面平坦、视野开阔,在冲击波测量要求范围内无障碍物,地面硬度符合试验要求。

(2) 试验场区相对湿度为 20%~80%,风速小于 3 m/s。

(3) 试验场区配备控制室、测量室(或测试车)以满足测试仪器的可靠工作环境,提供安全掩体以保证参试人员的安全,对有破片的云爆弹药,要对测试线路提供保护设施。

2. 试验现场布置

试验现场分为爆点和起爆点两部分:爆点由试验装置、起爆装药和压力测试系统组成,试验装置吊在相距 6～8 m 的两根标志杆间,根据需要分别布置壁面或自由场压力传感器、红外测温仪、测压罐等;起爆点由延时起爆装置和光测高速运动分析系统组成,利用延时起爆器,控制分散和起爆时间。该试验系统现场布置如图 8-10 所示。

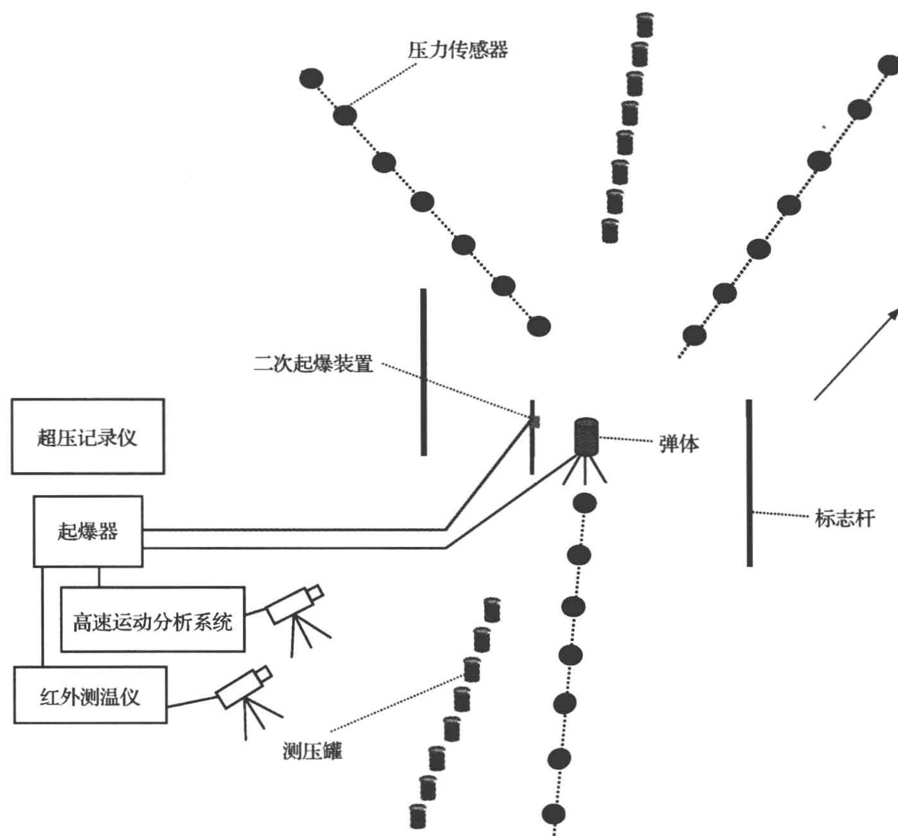


图 8-10　靶场试验现场布置示意图

3. 弹体的布置

爆轰试验时,云爆战斗部安放高度首先应选择与战斗部设计的爆高相同,如果没有爆高约定,则按照以下准则确定:

(1) 对于一次引爆型云爆战斗部

$$H_F = 0.35Q_F^{1/3} \tag{8-1}$$

式中, H_F为战斗部安放高度(m); Q_F为战斗部装药的预估 TNT 当量(kg)。

对于二次引爆型云爆战斗部

$$H_F = 0.8m_F^{0.14} \tag{8-2}$$

式中，H_F为战斗部安放高度(m)；m_F为战斗部装填燃料的质量(kg)。

(2) 安放。试验弹体安放在托弹架上，弹轴与地面垂直，弹轴倾斜度不大于1°。

(3) 试验数量。应满足试验技术要求，试验弹体有效数量不少于3个。

4. 测试系统的布置

1) 高速运动分析系统

高速运动分析系统应布置在起爆点附近、镜头视野开阔、不会被冲击波和破片影响的地点。

2) 压力测试系统的布置

压力传感器布置位置应符合以下要求：

(1) 布置在以战斗部地面零点(即战斗部在地面的投影点)为中心的地面放射线上，保证每个测量半径上有效的测量数据不少于1个。

(2) 在20～500 kPa峰值超压范围内，至少在6个不同测量半径上布置有传感器。当传感器的数目大于6个少于12个时，可将传感器布置在一条测线上。当传感器数目大于12个时，可以分成两条测线布置，测线夹角为60°～90°，并使相同半径上的测点数不少于2个。

(3) 自由场型压力传感器安装必须符合以下要求：传感器固定在体积小、流线型好的支架上，支架在压力传感器敏感部位的后面，且与传感器的敏感部位相距20 cm以上。传感器离地面的高度不大于20 cm。

(4) 壁面型压力传感器布置位置应符合以下要求：传感器固定在表面平整、直径不小于20 cm的钢板中心；传感器敏感部位的表面与钢板表面平齐；钢板表面与地面基本平齐并贴实。

测压罐布置在冲击波压力范围1.4 kg/cm^{2}左右的区域。

3) 红外测温系统

红外测温仪应布置在起爆点附近、镜头视野开阔、不会被冲击波和破片影响的地点。

4) 地震波测试系统

选择3～6个测试点，所有测试点均位于离开爆炸源的同一径线上。第一测试点距离爆炸源的水平距离为5～10 m，每个测试点之间的距离均为1～5 m。地震仪应布置在起爆点附近、不会被冲击波和破片影响的地点。

8.2 云爆威力测试

云爆威力测试主要包括云爆作用过程测试、超压测试、温度测试和地震波测试等。

8.2.1 爆轰过程测试

燃料空气炸药云雾成长过程所需时间很短，大多在百余毫秒，整个过程人的眼睛是不能分辨的。高速运动分析系统能够提供变化过程的空间/时间信息，可以给人们提供直观的图像并将时间信息放大几百至数千万倍以上，实现云爆燃料分散、爆轰过程的光学测

量，记录燃料分散过程及其尺度、起爆及爆轰过程、云爆形成火球的尺度及其变化过程。

1. 测试原理

高速运动分析系统[10,11]通过 CMOS 或 CCD 传感器感受外界光信号，通过内部集成的高速或超高速图像采集控制器将信号送入高速的数字处理器中，复杂的图像处理过程全部在摄像机内部完成。当所有的图像被捕捉并完成处理过程后，所有信息将以图像形式直接传输到计算机终端。可进行分析回放、图像处理、文件处理、捕获及测量等。分析高速摄像机所拍摄的图像序列，对其中的特征点和标记点进行自动跟踪，利用数据处理软件进行边界分散位移、分散速度、体积及形状等参数的分析计算。

2. 测试系统的构成

高速运动分析系统由高速摄影机、多组高感光度镜头、三脚架、高速运动图像分析软件等组成，如图 8-11 所示。主要技术指标为：分辨率为 1024×1024 像素，记录速度不小于 1000 幅/s，记录时间不小于 3000 ms。

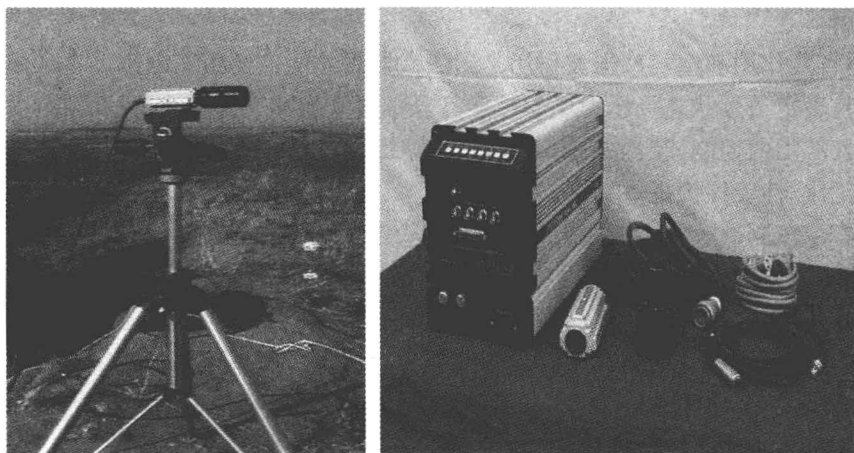


图 8-11　高速运动分析系统

3. 测试系统的标定

为了在屏幕上确定云雾抛散范围，首先在安全区内确定摄像机的位置，在通过摄像机与爆心连线垂直的方向上立两根距离固定的标杆，如图 8-12 所示。把标杆收入画面内拍下一个镜头，此镜头就作为度量云雾范围的“基准”。拍摄标准镜头时的摄像机位置、变焦镜头、爆心等在试验过程中均应固定不动，保证确定的比例关系。试验后对所录图像进行测量时，根据标志杆间距确定的比例尺，进行云雾抛散、爆轰过程的测量。

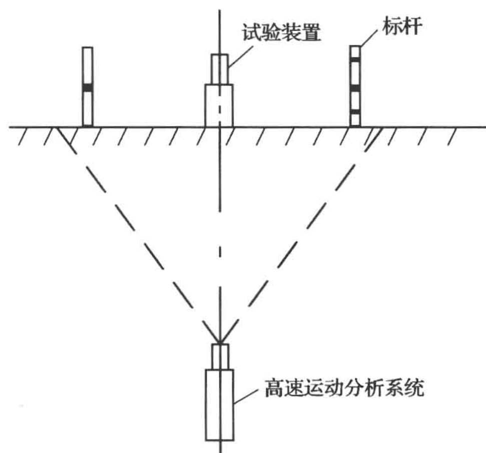


图 8-12　高速运动分析系统标定示意图

8.2.2　超压测试

云爆直接作用和空气冲击波作用是云爆武器爆炸的主要毁伤因素。在云爆武器的研制过程中，确定云爆状态场压力场参数及其分布规律能够为云爆武器的燃料选择、燃料分散、燃料云雾团的控制、装药结构、起爆方式等提供设计依据，为云爆武器爆炸类型的判别、威力对比、性能评价提供判据。

目前，超压测试系统主要研究传感器的选用和数据采集卡的设计两方面[12]。其中，传感器的测试原理主要有压电法和压阻法。凡是由绝缘体或半导体制成的压力敏感元件，在野外压力的作用下产生电荷效应，并使负载元件获得有用的电流或电压信号，这种效应统称为压电效应。利用这种效应制成的传感器称为压电传感器。压电传感器具有灵敏度高、响应快、工作频率带宽、抗干扰小、工艺简单、成本低廉、不需要外加电、磁场源等特点，适用于云爆瞬态压力场测试。

1. 测试原理

云爆压力场所采用的压电压力传感器[13]是以压电晶体作为敏感元件的压力传感器，将压力信号直接转换成电荷或电压输出，其输出量与压力成正比。通过记录不同测试点的电压值，能够得到爆轰压力值随时间和距离的变化规律。

2. 测试系统构成

云爆压力测试系统由压电传感器、同轴电缆、信号调理器、VXI 数据采集系统、数据缓存器等组成，系统构成如图 8-13 所示。

压电压力测试系统特点如下：

(1) 测试系统由计算机控制，使得数据采集的质量和效率等大为提高，也节省了硬件投资；

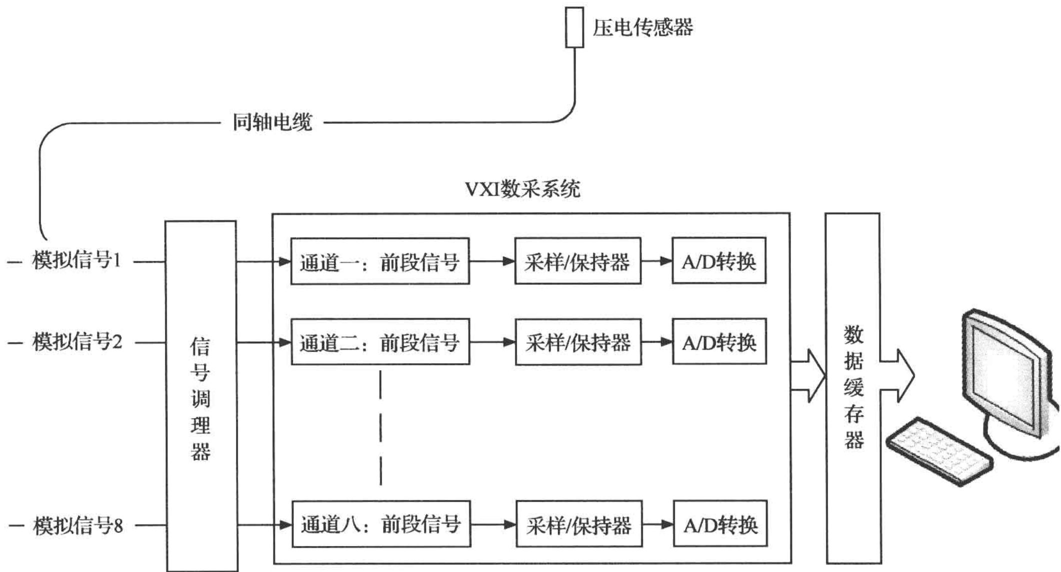


图 8-13　压力测试系统示意图

(2) 软件在数据采集系统的作用越来越大，这增大了系统设计的灵活性；

(3) 数据采集与数据处理相互结合得日益紧密，形成数据采集与处理系统，可实现从数据采集、处理到控制的全部工作；

(4) 系统采集过程具有“实时”特性，实时的标准是能满足实际需要；

(5) 测试系统的体积小，可靠性高；

(6) VXI 总线在测试系统结构中发挥着重要作用。

传感器、适配器的性能指标为：固有频率为 200～500 kHz；上升前沿小于 5 μs；线性度不大于 0.5%。试验所用记录仪器应为合格产品，试验前须经计量检定机构检定合格，并在有效期内。其性能指标为：单通道采样速率不低于 1 Ms/s；单通道记录长度不小于 120 ks；AD 分辨率不小于 120 ks。

云爆压力场测试方法包括自由场压电压力测试和壁面压电压力方法。

1) 自由场压电压力测试系统

自由场压电压力传感器是用来测量没有任何物体干扰的自由场的压力，测量时必须把传感器安装于流体之中，因此要求传感器的横截面积接近流线型，以减小传感器对流场的影响。

自由场压电压力传感器[13]如图 8-14 所示，传感器采用压电晶体或压电陶瓷作为敏感元件，敏感元件的几何尺寸越小响应速率越快，但也降低了其电荷灵敏度。

2) 壁面压电压力系统

壁面压电压力系统主要用于试验装置内部压力场的测试和大型靶场试验。壁面压电压力传感器如图 8-15 所示。

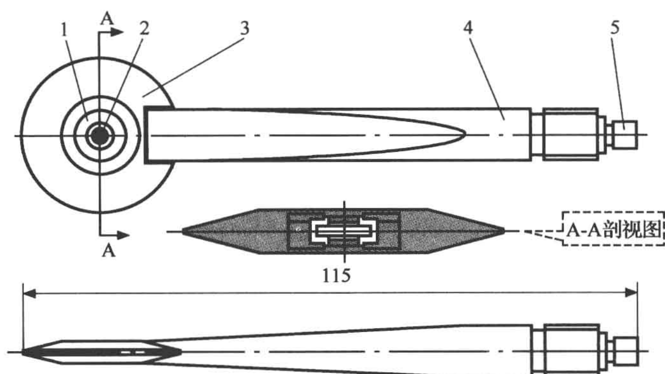


图 8-14　自由场压电压力传感器结构示意图

1-定位圈；2-压电晶体片；3-导流片；4-支撑杆；5-电缆接头

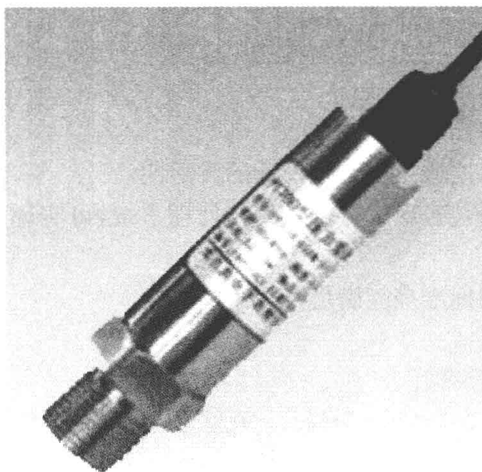


图 8-15　壁面压电压力传感器

3. 传感器的标定

为了保证压力场测量精度，压力传感器需要进行标定。标定方法分为静态标定和动态标定。静态标定是在静态压力下，确定压力测量系统输入量与输出量之间的对应关系，以获取反映测量系统静态灵敏度的各项指标，包括线性度、重复性、灵敏度和滞后等。对于爆炸冲击波压力传感器，常用的静态校准装置如液压校准装置和机械加载校准装置。动态标定时，可获得压力传感器的频率响应函数，或反映其动态特性的特征参数，如固有频率、阻尼比等。压力传感器的动态标定设备主要分为两大类：非周期压力函数发生器，如激波管、冲击台、爆破装置和各类快速阀门控制的快速加载或卸载装置；周期压力函数发生器，如正弦压力发生器、矩形压力脉冲发生器等。

目前工程中压力传感器的动态标定比较完善且简单可行的方法是采用激波管，受条件限制，激波管大都是低压标定，标定压力为 0.1 MPa 左右。云爆压力大致为 2～8 MPa，只进行激波管的标定是不够的，需要进一步进行靶场 TNT 炸药标定。

1）激波管标定

激波管是两端封闭的等截面长管，用膜片将其分隔为两个空腔，如图 8-16 所示。试验系统包含空气激波管、数字存储示波器(DSO)、计时传感器、被标定的传感器、微分电路、气压表、减压阀和压缩空气瓶等。被标定的传感器和数字电容表组成电荷测量系统；而数字存储示波器(DSO)、计时传感器和微分电路组成冲击波超压测量系统。电荷测量系统直接测量到的是电压 V，而电荷量 q 由 $q=C\times V$ 计算，式中 C 为被标定的传感器电

容、电缆电容和本测试系统输入电容之和，C 值用数字电容表或数字万用表测出。

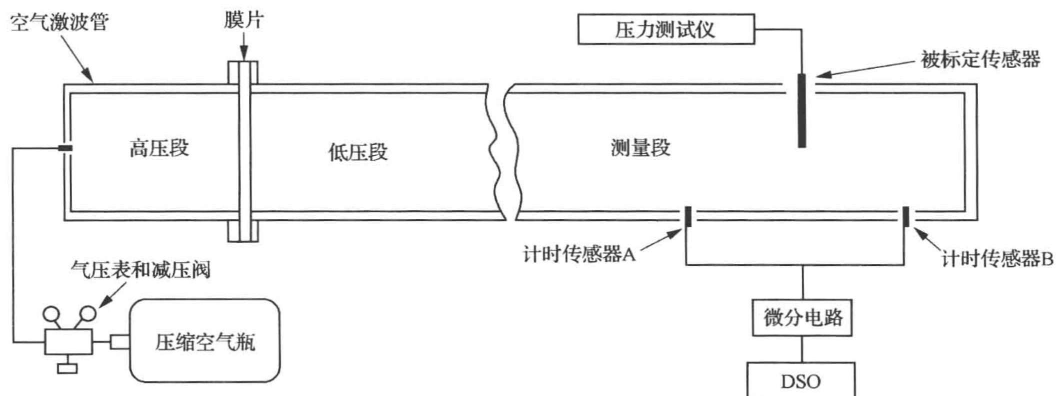


图 8-16　激波管标定压电压力传感器系统配置示意图

压电压力传感器的输出电荷 $q(t)$ 与作用在压电敏感元件表面的平均超压 $\Delta P(t)$ 之比定义为压电压力传感器的电荷灵敏度 S_q，即

$$S_q = \frac{q(t)}{\Delta p(t)} \tag{8-3}$$

激波管是产生冲击波的设备，由三节内径约为 90 mm 的无缝钢管组成，全长约为 3.5 m。膜片把整个激波管分成高压段和低压段两部分。标定时，向高压段内充压缩空气。当压力超过膜片强度极限时，膜片突然破裂，这时在激波管内形成两类波：向高压段传入稀疏波和向低压段传入压缩波。压缩波行进一段距离后形成一个比较稳定的冲击波，先经过第一计时传感器，再经待标定的压电压力传感器，最后经过第二计时传感器，此后到达激波管尾部。两个计时传感器之间的距离 $\Delta x=500$ mm，冲击波通过这段距离的时间间隔 Δt 是直接测量到的，因此得到两个计时传感器中点的平均冲击波速度

$$D = \frac{\Delta x}{\Delta t} \tag{8-4}$$

再利用理想气体的冲击波关系计算冲击波超压 Δp

$$\frac{\Delta p}{\Delta p_0} = \frac{p - p_0}{p_0} = \frac{2k}{k+1}(Ma^2 - 1) \tag{8-5}$$

对于空气，常取 $k=1.4$，于是

$$\Delta p = \frac{7}{6}(Ma^2 - 1)p_0 \tag{8-6}$$

$$Ma = \frac{D}{C_0} \tag{8-7}$$

利用压力测试仪测量压力传感器的电荷量为

$$q = C \times V \tag{8-8}$$

式中，p 为冲击波压力(MPa)；p_0 为低压段的初始压力，一般情况下 $p_0 = 0.101\ 325$ MPa；Ma 为冲击波的马赫数；C_0 为标定时低压段的初始音速(m/s)，它与温度有关($C_0=331.6+0.54T$)；T 为标定时低压段的初始温度(℃)；Δx 为两个计时传感器之间的距离；Δt 为

冲击波通过两个计时传感器的时间间隔；q 为系统的电荷量；C 为被标定的传感器电容、电缆电容和测试系统的输入电容之和；V 为电荷测量系统直接测量的电压值。

将得到的 ΔP 和 q 代入式(8-3)，即可求得传感器的灵敏度。

2) TNT 标准装药标定

TNT 标准装药应符合以下要求：TNT 裸炸药应是球形或长径比为 1∶1 的圆柱状；装药密度为 1.57～1.6 g/cm³；单次药量不小于 1 kg。

标定用 TNT 装药的安放高度应符合以下要求：

$$H_{\mathrm{TNT}} = 0.4 m_{\mathrm{TNT}}^{1/3} \tag{8-9}$$

式中，H_{TNT} 为 TNT 装药安放高度(m)；m_{TNT} 为 TNT 装药量(kg)。

安装支架：木质或其他一次性使用的轻质托弹架；

起爆位置：对球形装药在中心起爆，对圆柱形装药在轴线的一端起爆。

爆心与测点的相对位置：在标定前，先对云爆的压力场进行预估，然后按被标定的压力传感器测量 TNT 爆炸的超压与云爆的超压近似相同的原则，来确定 TNT 炸药布置点与被标定传感器的距离。如果压力传感器布置在一条测线上，而且云爆的装药量较小，则压力传感器可同时标定；如果云爆的装药量较大，可以采用相同的多个药量对测试线上布放的压力传感器分别进行标定。如果压力传感器布置在两条测试线上，可以采用相同的多个药量对测试线上布放的压力传感器分别进行标定[14]。

(1) 参数判读。判读参数包括峰值超压 Δp_{m}、正压作用时间 τ_+、冲击波到达时间 t。

(2) 有效测量数据的判别。冲击波前沿到达时间、压力峰值及波形未出现明显异常现象的压力测量数据被认为是有效测量数据。

(3) 有效数据样本量。每次试验，在峰值超压 20～500 kPa，至少有六个测量半径测到有效数据。传感器数目不小于 12 个的布置情况，每次试验每个半径位置上的有效数据至少有两个；传感器的数目为 6～12 个的布置情况，每次试验每个半径位置上的有效数据至少有 1 个。

(4) 系统标定试验数据的处理。每个半径位置上的有效峰值超压数据用式(8-10)求算术平均值，并用式(8-11)求算术平均值的标准不确定度，从而得到半径位置上统计平均峰值超压值 $\Delta \bar{p}_{\mathrm{m}j}$ 和标准不确定度 σ_j。

$$\Delta \bar{p}_{\mathrm{m}j} = \frac{\sum_{i=1}^{n\geqslant 6} \Delta p_i}{n} \tag{8-10}$$

$$\sigma_j = \left[\frac{1}{n(n-1)} \sum_{i=1}^{n\geqslant 6} (\Delta p_i - \Delta \bar{p}_{\mathrm{m}j})^2\right]^{1/2} \tag{8-11}$$

式中，Δp_i 为在爆心距 R_j 处实测超压值，$i=1,2,\cdots,n$；n 为在爆心距 R_j 处实测到 Δp_i 的有效个数；$\Delta \bar{p}_{\mathrm{m}j}$ 为爆心距 R_j 处的平均峰值超压统计值；σ_j 为爆心距 R_j 处实测超压的标准不确定度。

TNT 炸药标定试验，在每个半径位置上求得的峰值超压平均值 $\Delta \bar{p}_{\mathrm{m}j}$ ($j \geqslant 6$) 和对应的爆心距 R_j ($j \geqslant 6$) 及 TNT 装药量 Q 代入式(8-12)，并由最小二乘法求得式(8-12)中的系数 a_1、a_2、a_3，从而确定出现场条件下 TNT 爆炸冲击波峰值超压场的一般计算公式。

$$\Delta p_{\mathrm{m}} = a_1 \frac{Q^{1/3}}{R} + a_2 \left(\frac{Q^{1/3}}{R}\right)^2 + a_3 \left(\frac{Q^{1/3}}{R}\right)^3 \tag{8-12}$$

式中，Δp_{m} 为冲击波峰值超压(10^5 Pa)；Q 为 TNT 当量(kg)；R 为冲击波到达距离(m)；a_1、a_2、a_3 为系数。

同时求出式(8-12)置信度为 0.95 的置信区间的半宽度 $a(\Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j})$，用 $3\sigma_j$ 来确定，但要使确定的结果能使测量结果的取值区间在被测量值分布中所包含的百分数为 95%。用式(8-13)和式(8-14)计算 $a(\Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j})$。

$$a(\Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j}) = \zeta\% \times \Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j} \tag{8-13}$$

$$\zeta\% = \frac{\sum_{j=1}^{m} \frac{3\sigma_j}{\Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j}}}{m} \tag{8-14}$$

式中，$a(\Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j})$ 为置信区间的半宽度；$\Delta\bar{p}_{\mathrm{m}j}$ 为在不同测试点半径上利用式(8-10)计算的平均峰值超压值；σ_j 为不同测量半径 R_j 上计算的标准不确定度；m 为布置测试点的测量半径个数。

4. *测压罐测压方法*

测压罐采用易变形材质，按一定间隔对称布置在以弹心为圆心的径向地面上，用于测量受超压作用变形的测压罐与爆心之间的距离。经标定得到测压罐产生不同体积变化的冲击波峰值超压，前面介绍的试验中采用的测压罐的最小变形等效的冲击波峰值超压为 1.4 $\mathrm{kg/cm^2}$

测压罐测压方法简单易行、直观有效，可作为爆炸压力场测试的辅助方法。

8.2.3　温度测试

温度的测量常借助于某些物质的物理性质与温度之间存在的一定关系，通过对某物质物理性质的测量，用某种温标反映该物质温度的高低[15]。瞬态温度就是物体各点的温度分布随时间快速变动的函数，其测量大多是在高温、高压、高速气流冲击等恶劣环境下进行的，爆轰参数测量难度最大。但是爆炸温度一直是国内外兵器界苦心钻研的课题，准确地测量爆温，对评价云爆的综合威力评价具有重要的意义。

1. *测温方法*

测温的方法很多，仅从测量体与被测介质接触与否来分，就有接触式测温和非接触式测温两大类。接触式测温方法是温敏元件与被测介质相互接触，借助热传导和热平衡原理，测定被测介质的温度。非接触式测温方法是温敏元件与被测介质相互不需要接触，通过接收被测介质发出的辐射热来判断温度。两种测温方法的特点[16]如表 8-1 所示。

按照测温原理，测温方法分为膨胀测温法、压力测温法、电阻测温法、热电偶测温法、热辐射测温法等。

表 8-1 接触法与非接触法测温特性

测量方法	接触法	非接触法
特点	测量热容量小和移动物体有困难；可测量任何部位的温度；便于多点集中测量和自动控制	不改变被测介质温度，通常测量移动物体的表面温度
测量条件	测量元件要与被测对象很好接触；接触测温元件不要使被测对象的温度发生变化	由被测对象发出的辐射能充分照射到检测元件；被测对象的有效发射率要准确知道，或者具有重现的可能性
测量范围	容易测量 1000℃以下的温度，但测量 1000℃以上的温度有困难	测量 1000℃ 以上的温度较准确，但测量 1000℃以下的温度误差大
响应速度	通常较慢，1～2 min	通常较快，2～3 s

2. 热电偶瞬态温度测量法

热电偶是一种感温元件，可直接测量温度，并把温度信号转换成热电动势信号，通过电气仪表（二次仪表）转换成被测介质的温度。

热电偶瞬态温度测量的优点是结构简单，制作方便，测量范围宽，准确度高，热惯性小，易于实现远距离多点检测，由于直接输出电压信号，更便于测量、自动记录、集中控制和数字显示。缺点是测量准确度难以超过 0.2℃，必须有参考端，并且温度要保持恒定。在高温或长期使用时，易受被测介质影响或气氛腐蚀作用（如氧化、还原等）而发生劣化。

1）热电偶的测温原理

热电偶就是通过测量热电动势来实现测温的，即热电偶测温基于热电转化现象。热电偶是一种将热能转化为电能的换能器，用所产生的热电动势测量温度。该电动势实际上是由接触电势（珀尔帖电势）与温差电势（汤姆孙电势）所组成。

2）热电偶瞬态温度测量系统构成

热电偶瞬态温度测量系统由热电偶传感器、适配器、电压放大及温度调理模块和数据采集系统组成，如图 8-17 所示。试验时由控制系统输出电压信号，触发数据采集系统开始记录。在试验过程中，当火焰传至热电偶传感器时，传感器将温度信号转换成电荷信号，再经过电压放大和转换，最后经数据采集系统采集存储，并通过计算机对数据进行分

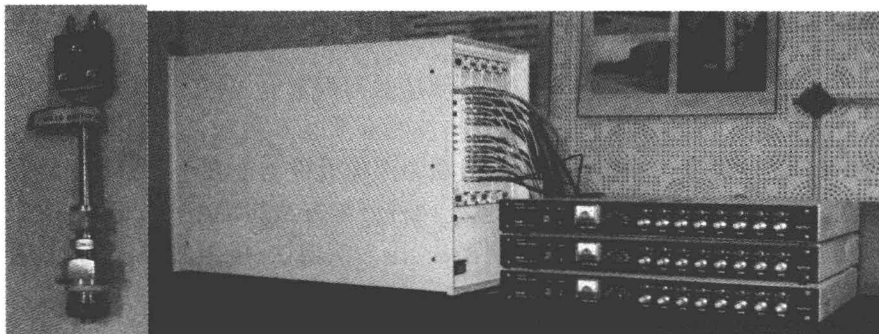


图 8-17 热电偶传感器和适配器

析处理，得到相应的温度时间历史曲线。

钨铼热电偶通过冷端延长线与滤波放大器相连接，滤波放大器具有读取信号滤波并且放大的作用，滤波放大器用信号线与示波器的 CH1 相连接。示波器在此的作用是显示和保存信号。在测试过程中，管道粉尘爆轰产生高温反应物，钨铼热电偶感应后产生电信号，电信号通过滤波放大器读取滤波并且放大 100 倍，再在示波器中显示保存的数据结果。

在实际测温时，应在熟悉被测对象，掌握各种热电偶特性的基础上，根据使用气氛、温度的高低，正确地选择热电偶。

3）热电偶动态特性分析

传热问题是典型的分布参数系统问题，热传导方程可以用典型的偏微分方程进行描述。热电偶被测温度在小范围内都是假设为定常的。集中参数的热系统有两种主要原件，即热容器和热阻器。

热容器：任何一个物体都能够存储热量，所存储的热量与物体的质量 m(kg)、比热容 c[J/(kg/K)]和温度 T(K)成正比。当仅考虑理想的热容器时，其内部的材料以及温度永远是均匀一致的。材料均匀是指物体内部各微小部分的密度与比热容都是一致的，温度均匀意味着能量在物体内部流动的速率为无穷大。对于这样的理想比热容器应用热力学第一定律，可以知道热容器存储的热量的增加量($mc\mathrm{d}T$)等于外界流入的热量($\mathrm{d}Q$)。

$$\mathrm{d}Q = mc\,\mathrm{d}T \tag{8-15}$$

可以令 $C=mc$，称为热容器的热容(J/K)，则

$$\mathrm{d}Q = C\mathrm{d}T \tag{8-16}$$

热阻器：任何实际物体的传热速率并不能是无穷大。导热的速率与物体内部材料的导热性能、物体与周围介质接触表面积及界面状态、周围介质的导热性能有关；如果周围介质是流体，还与流体流动状态有关，因此传热问题是一个影响因素很多的复杂问题。为了简化，假设热阻器本身的热容可以忽略不计，通过热阻器的热流率$\left(\text{即热流速率}\frac{\mathrm{d}Q}{\mathrm{d}t}\right)$与热阻器两端的温差($T_1 - T_2$)成正比，与传热面积 A 成正比；再引入一个传热系数 h[W/(m^2 · K)]，则有

$$\frac{\mathrm{d}Q}{\mathrm{d}t} = hA(T_1 - T_2) \tag{8-17}$$

令式(8-17)中 $hA=1/R$，R 即为热阻。式(8-17)只适用于固体在流体中对流换热情况，而忽略了辐射换热现象。如果在高温条件下，则辐射换热就不能忽略，总的热流率由两部分组成

$$\frac{\mathrm{d}Q}{\mathrm{d}t} = \frac{\mathrm{d}Q_c}{\mathrm{d}t} + \frac{\mathrm{d}Q_r}{\mathrm{d}t} \tag{8-18}$$

其中右边第一项 $\frac{\mathrm{d}Q_c}{\mathrm{d}t}$ 表示对流换热，它与温度差的关系式也在前面给出；第二项 $\frac{\mathrm{d}Q_r}{\mathrm{d}t}$ 表示辐射换热的热流率，根据斯特藩-玻尔兹曼定律，黑体单位表面积的辐射能量的速率为

$$\frac{\mathrm{d}Q_{\mathrm{r}}}{\mathrm{d}t}=\sigma T \tag{8-19}$$

式中，σ 为斯特藩-玻尔兹曼常量；$\sigma=5.67\times10^{-8}\mathrm{W/(m^2\cdot K^4)}$。

对于灰体则有

$$\frac{\mathrm{d}Q_{\mathrm{r}}}{\mathrm{d}t}=\sigma\varepsilon T^4 \tag{8-20}$$

式中，ε 为黑度系数。

钨铼热电偶是 20 世纪 60～70 年代发展得最成功的难熔金属热电偶。钨铼热电偶的特点是：热电极丝熔点高（3300℃），蒸气压低，极易氧化；在非氧化性气氛中化学稳定性好。电动势大，灵敏度高，最主要还是价格便宜。

用 Ansys 软件模拟钨铼热电偶时间常数，得出函数关系式为

$$y=74.95\times \mathrm{e}^{\left(-\frac{x}{395.77}\right)}+107.75 \tag{8-21}$$

由此关系式得出钨铼热电偶导热系数随温度的变化，计算结果见表 8-2。

表 8-2 钨铼热电偶导热系数

温度/℃	导热系数 λ/[W/(m·K)]
0	182
400	134
800	119
1200	110
1600	109
2000	108
2400	108

4）钨铼热电偶换热系数的计算

在换热计算中，热电偶测温部位温度升高快慢不仅与热电偶导热系数和比热有很大关系，而且和换热系数也有很大关联。

由于换热系数不是一个常数而是随周围环境的不同而变化的值。钨铼热电偶的敏感金属丝可以参照热线风速仪的模型来求解理论换热系数。

$$h=\frac{Nu\lambda}{d} \tag{8-22}$$

$$Nu=0.023Re^{0.8}Pr^{n} \tag{8-23}$$

$$Re=\frac{lu\rho}{\mu} \tag{8-24}$$

$$Pr=\frac{c_{\mathrm{p}}\mu}{\lambda} \tag{8-25}$$

式中，Nu 为努塞尔常数；λ 为流体的导热系数；d 为热线的直径（在此即热电偶钨铼合金丝的直径）；Re 为雷诺数；Pr 为普朗克常量；l 为传热面的特征尺寸（在此即管道直径）；u 为流体速度；ρ 为流体密度；μ 为流体黏度（动力黏性系数）（$\mathrm{N\cdot s/m^2}$ 或者 $\mathrm{Pa\cdot s}$）；ν 为运动黏性系数（$\mathrm{m^2/s}$）；c_{p}为流体的定压比热容；λ 为流体的导热系数；n 取 0.4。

利用 Origin 软件对已经知道的数据进行黏度系数曲线拟合，拟合了二次曲线对比。

烟气表达式为：$y=0.16237+0.000418826x-9.5954\times10^{-8}x^2$。

空气表达式为：$y=0.17718+4.07393\times10^{-4}x-9.26074\times10^{-8}x^2$。

由上面的参数可以计算热电偶换热系数(在烟气条件下，因为现只模拟烟气条件下热电偶响应情况)。利用 Ansys 软件对钨铼热电偶时间响应数值进行分析，得到温度曲线图像，如图 8-18 所示。

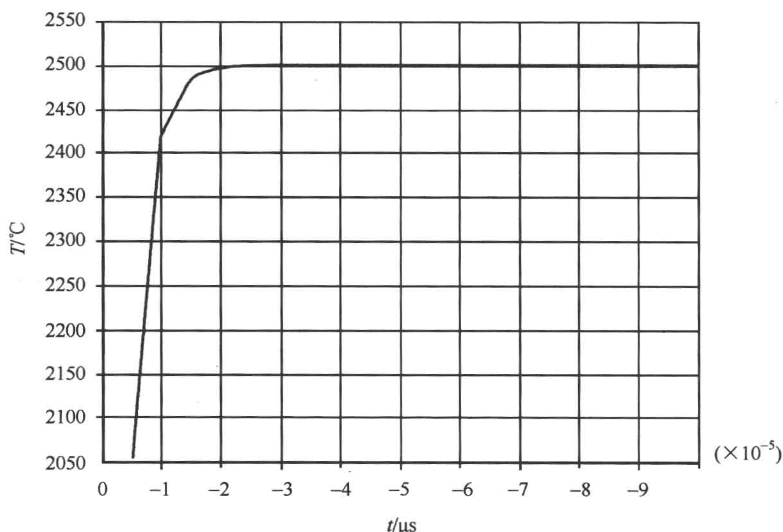


图 8-18　模拟温度曲线

从上面模拟的图像结果可以看出，在此情况下热电偶的钨铼金属丝热响应常数很小，在不到 1 μs 的时间内热电偶温度可以上升到 2400℃，到 2 μs 时被测温度即可以达到 2500℃。说明钨铼热电偶完全可以用于瞬态高温测试。

5) 热电偶温度修正

由于热电偶的热惯性，使得热电偶在测量动态温度时不能准确反映实际温度，理论上热电偶丝越细，时间常数越小，直接测量的温度越接近真实值，但是实际中，要考虑到热电偶使用性能，因此热电偶丝不能太细，而它在实际应用中已经标准化、系列化。在给定热电偶丝直径的前提下，就需要对其进行温度补偿。假定对流换热对热电偶热端的影响远远大于热辐射换热，温度补偿公式如下[17]：

$$T=T_{\mathrm{m}}+\tau\frac{\mathrm{d}T_{\mathrm{m}}}{\mathrm{d}t} \tag{8-26}$$

式中，T 为爆炸温度修正值；T_{m} 为热电偶的测量值；τ 为时间常数。

表面换热系数的表达式为[18]

$$\tau=\frac{\rho_0 c_0 V}{hA} \tag{8-27}$$

式中，ρ_0 为热电偶丝密度；c_0 为热电偶丝的比热容；V 为热电偶丝受热的体积；A 为热电偶丝受热的表面积；h 为表面传热系数。

表面换热系数的表达式为

$$h=\frac{Nu\cdot\lambda}{l} \tag{8-28}$$

式中，Nu 为努塞尔数；λ 为导热系数；l 为特征长度，在平板模型中它是热电偶圆板直径，在球形模型中是球形直径。其中的 Nu 由于不同的对流形式有不同的表达式，即使是相同的对流形式，表达式也不尽相同，都是根据具体的条件得出的经验公式。在本试验中，Nu 是关于雷诺数 Re 和普朗克常量 Pr 的函数。雷诺数和普朗克常量的表达式为

$$Re=\frac{\rho ud}{\mu} \tag{8-29}$$

$$Pr=\frac{c_{\mathrm{p}}\cdot\mu}{\lambda} \tag{8-30}$$

式中，ρ 为燃烧后流体的密度；u 为流体的流速，如果试验是爆轰情况，则采用波后质点速度为[19]

$$u=D/(\gamma+1) \tag{8-31}$$

式中，γ 为爆轰产物的绝热指数；D 为爆轰速度；如果是燃烧情况，在计算过程中 u 采用的是燃烧后的质点速度，和火焰传播速度相同；d 为特征直径，在该试验中它是热电偶的铠装外径；c_{p} 为燃烧后流体的定压比热容；μ 为流体的动力黏度。

在本试验条件下，Nu 在层流时（$Re<5\times10^5$）的表达式为

$$Nu=0.664\cdot Re^{0.5}\cdot Pr^{1/3} \tag{8-32}$$

在湍流发展阶段时的（$5\times10^5<Re<10^7$）表达式为[20]

$$Nu=0.023\cdot Re^{0.8}\cdot Pr^{0.4} \tag{8-33}$$

综上所述，热电偶采用圆柱形式，其时间常数表达式如式(8-34)所示

$$\tau=\frac{\rho_0 c_0 d_0 x}{Nu\lambda} \tag{8-34}$$

式中，d_0 为热电偶丝的直径；ρ_0 为热电偶平均密度，为 1300 $\mathrm{kg/m^3}$；c_0 为热电偶平均比热容，为 2000 kJ/(kg · K)；再测出试验中采集数据的温度梯度，代入式(8-26)就可以得到修正温度。

3. 红外光谱测温法

任何物体的温度当高于热力学温度零度时就有能量释放出，其中以热能方式向外发射的那一部分称为热辐射。非接触式温度计就是利用测定物体辐射能的方法来测定温度的。由于它不与被测介质接触，不会破坏被测介质的温度场，动态响应好，因此可用于测量非稳态热力学过程的温度值。辐射法测温的理论基础为光辐射定律。火球在整个发展过程中，不断发射紫外线（波长小于 0.40 μm）、可见光（波长为 0.40～0.76 μm）和红外线（波长大于 0.76 μm）波段组成的辐射能流。

燃料云雾爆炸的全波有效温度是从火球外部观察到的火球表面的平均温度，也称辐射温度或表观温度，可以采用红外光谱测温方法进行云爆瞬态温度的测试。

1）红外光谱测温原理

红外光谱测温原理[16]：被测物体（目标）和参考源的红外辐射，经圆盘调制器调制后

输出至红外敏感检测器，检测器的输出电信号经放大器和相敏整流器至控制放大器，控制参考源的辐射强度，当参考源和被测物体的辐射强度一致时，参考源的加热电流代表被测温度，由显示器显示出被测物体的温度值。

2) 红外光谱测温系统构成

红外光谱测温系统的构成如图 8-19 所示。

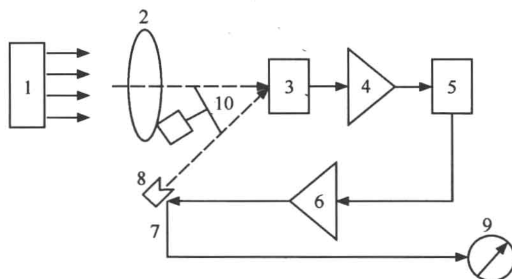


图 8-19　红外光谱测温系统构成图

1-目标；2-光学系统；3-红外探测器；4-放大器；5-相敏整流器；6-信号处理系统；7-参考源；8-同步电动机；9-显示器；10-圆盘调制器

(1) 光学系统。接收目标的部分红外辐射并传输给红外传感器，常用的是物镜。

(2) 调制器。将待测辐射调制成交变辐射光，并滤除大面积背景干扰信息，又称为调制盘或斩波器，一般是用微电动机带动一个齿轮盘或等距离孔盘旋转，通过切割入射辐射得到交变的信号。

(3) 红外探测器。是利用红外辐射与物质相互作用的物理效应探测红外辐射的传感器，多数情况下是利用这种相互作用所呈现的电学效应。

(4) 信号处理系统。将探测器所接收到的低电平信号进行放大、滤波，提取所需信息，并转换成所要求的形式，最后输出到显示装置。

3) 红外光谱测温的标定

为了保证红外光谱测温的准确性，对红外线测温仪指定的温度点进行检测，给出标准温度与实际读数的对照值。

标定方法是采用黑体炉标定法。所谓黑体是指入射的电磁波全部被吸收，既没有反射，也没有透射(当然黑体仍然要向外辐射)的物体，在此选作为热辐射研究的标准物体。显然自然界不存在真正的黑体，但许多地物是较好的黑体近似(在某些波段上)。

根据基尔霍夫辐射定律，在热平衡状态的物体所辐射的能量与吸收的能量之比与物体本身物性无关，只与波长和温度有关，在一定温度下，黑体必然是辐射本领最大的物体，可称为完全辐射体。

(1) 在一定温度下，黑体的谱辐射亮度存在一个极值，这个极值的位置与温度有关，这就是维恩位移定律(Wien)。

$$\lambda_m T = 2.898 \times 10^3 (\mu m \cdot K) \tag{8-35}$$

式中，λ_m 为黑体最大谱辐射亮度处的波长(μm)；T 为黑体的绝对温度(K)。

(2) 在任一波长处，高温黑体的谱辐射亮度绝对大于低温黑体的谱辐射亮度，不论这

个波长是否在光谱最大辐射亮度处。

8.2.4 地震波测试

地震波[21]是由天然地震或通过人工激发的地震而产生的弹性振动波。地震波在地球中由介质的质点依次向外围传播。地震波按传播方式分为三种类型:纵波、横波和面波。纵波是推进波,在地壳中的传播速度为 5.5～7 km/s,最先到达震中,又称为 P 波,它使地面发生上下振动,破坏性较弱。横波是剪切波,它在地壳中的传播速度为 3.2～4.0 km/s,第二个到达震中,又称为 S 波,它使地面发生前后、左右抖动,破坏性较强。面波又称为 L 波,是由纵波与横波在地表相遇后激发产生的混合波。其波长大、振幅强,只能沿地表面传播,是造成建筑物强烈破坏的主要因素。

云爆爆轰不仅能产生冲击波,还会产生一定程度的地震波,地震波效应是云爆爆轰威力的辅助评价指标。

1. 测试原理

记录地震波的仪器称为地震仪[22],基本原理是利用一件悬挂的重物的惯性,地震发生时地面振动而它保持不动,从而记录下来一条具有不同起伏幅度的曲线。曲线起伏幅度与地震波引起地面振动的振幅相对应,标志着地震的强烈程度。

2. 测试系统构成

地震波测试系统由地震仪、检波器、衰减器和内置数据处理系统组成,如图 8-20 所示。

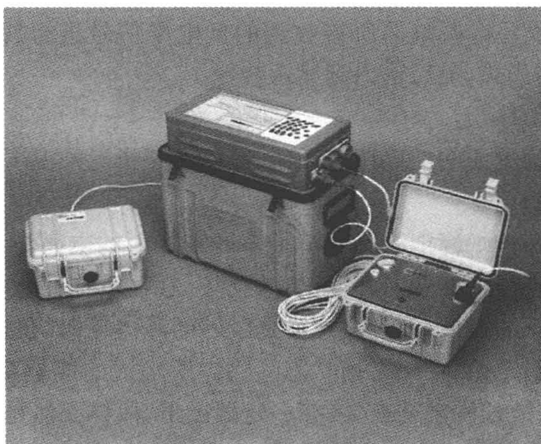


图 8-20　地震波测试系统

地震仪:记录人工激发地震的强度、方向的仪器。

检波器:检出波动信号中某种有用信息的装置。用于识别波、振荡或信号的存在或变化的器件。检波器通常用来提取所携带的信息。

内置数据处理系统:进行数据采集、显示、打印、滤波、存储、测试、数据处理和分析。

地震仪的主要指标包括以下六个。

动态范围：在 2 ms 采样 24 位时达到 144 dB 系统 110 dB 瞬态测量；

通频带：1.75～20 kHz 低频区域可选；

叠加开关精度：采样率的 1/32；

采样间隔：0.02 ms，0.031 25 ms，0.0625 ms，0.125 ms，0.25 ms，0.5 ms，1.0 ms，2.0 ms，4.0 ms，8.0 ms，16.0 ms；

相关器：内置用于可控震源的高速硬件相关器，还可选用 Mini-Sosie 伪随机震源的先导相关器；

延时：一个采样步长内为 0～100 000 ms。

3. 数据处理方法

记录仪得到各测试点振动速度随时间变化的曲线，根据各测试点到爆源的距离，由多点的速度在空间分布，利用下列公式回归得质点振动速度与距离和药量的关系

$$v = k\left(\frac{Q^{1/3}}{r}\right)^{\alpha} \tag{8-36}$$

式中，v 为质点振动速度(cm/s)；Q 为炸药量(kg)；r 为观测点至爆源距离(m)。

爆源中心在一般情况下可选取药量分布的几何中心；k 为与介质条件、爆炸方式等有关的系数；α 为地震波随距离衰减的指数。式(8-36)中，v、r、Q 为实测出的已知量，只有 k 和 α 为待求量。为求得 k 和 α，将式(8-36)两边取对数变为线性方程

$$\lg v = \lg k + \alpha \lg\left(\frac{Q^{1/3}}{r}\right) \tag{8-37}$$

令 $y = \lg v, A = \lg k, B = \alpha, x = \lg\left(\frac{Q^{1/3}}{r}\right)$，则式(8-37)为 $y = A + Bx$。

根据实测数据通过线性拟合得到 A 和 B 的值，从而得到该药量下质点振动速度随距离的衰减规律。

参考文献

[1] Going J E, Kris C K L C. Flammability limit measurements for dusts in 20-L and 1-m3 vessels. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 2000,(13): 209-219

[2] Cashdollar K L. Coal dust explosibility. Journal of Loss Prevention in the Process Industries, 1996, 9(1): 65-76

[3] Amyotte P R, Basu A, Khan F I. Dust explosion hazard of pulverized fuel carry over. Journal of Hazardous Materials, 2005,(122): 23-30

[4] 宫广东，刘庆明，白春华，等. 10m³ 爆炸罐中甲烷燃烧爆炸发展过程. 实验力学，2011，26(1)：91-95

[5] 白春华，宫广东，李小东，等. 特制片状铝粉-空气混合物爆轰特性实验研究//中国职业安全健康协会. 中国职业安全健康协会 2009 年学术年会论文集. 北京：煤炭工业出版社，2009：301-306

[6] 陈默，白春华，刘庆明. 大型水平管道中环氧丙烷-铝粉-空气混合物爆燃转爆轰的实验研究. 高压物理学报，2011，25(1)：85-89

[7] 陈默，白春华，刘庆明. 乙醚-铝粉-空气混合物燃烧转爆轰的实验研究. 北京理工大学学报，2011，3(9)：1114-1117

[8] 朱琼，白春华. 瓦斯和煤尘浓度对混合物爆炸超压影响规律的数值模拟研究//中国职业安全健康协会. 中国职业安全健康协会 2011 年学术年会论文集. 北京：煤炭工业出版社，2011：388-395

[9] 朱琼，白春华. 瓦斯-煤尘-空气混合物爆炸数值计算. 中国安全科学学报，2011，21(5)：83-89

[10] 苏大图. 光学测试技术. 北京:北京理工大学出版社,1996
[11] 冯其波. 光学测量技术与应用. 北京:清华大学出版社,2008
[12] 林玉池,曾周末. 现代传感技术与系统. 北京:机械工业出版社,2009
[13] 黄正平. 爆炸与冲击电测技术. 北京:国防工业出版社,2006
[14] 中华人民共和国国家军用标准. 燃料空气炸药(FAE)类弹种爆炸参数测试及爆炸威力评价方法. GJB 5412-2005
[15] 赵文礼. 测试技术基础. 北京:高等教育业出版社,2009
[16] 姜忠良,陈秀云. 温度的测量与控制. 北京:清华大学出版社,2005
[17] Ballantyne A, Moss J B. Fine wire thermocouple measurements of fluctuating temperature. Combustion Science and Technology, 1977,17:63-72
[18] 杨世铭. 传热学基础. 北京:高等教育出版社,2004:76-128
[19] 张国伟. 爆炸作用原理. 北京:国防工业出版社,2006
[20] 陶文栓. 传热学. 西安:西北工业大学出版社,2006
[21] 袁子龙,狄帮让,肖忠祥. 地震勘探仪器原理. 北京:石油工业出版社,2006
[22] 吉恩斯·哈佛斯可夫,杰纳德·阿格斯尔. 地震仪器概论. 宋彦云,赵建和编译. 合肥:安徽大学出版社,2005

第 9 章　云爆威力评价

9.1　云爆威力评价方法

云爆的威力评价方法可以归纳为爆轰潜能法、爆轰能量法、冲击波能量法、冲击波参数法、有效作用区面积法和等效靶方法等六种。

9.1.1　爆轰潜能法

云爆爆轰潜能[1~3]是指在燃料与空气等化学比混合的理想情况下发生化学反应所释放出的热量，即云爆燃烧热(爆热)。爆轰潜能法是以云爆爆热与 TNT 爆热间的比值作为云爆爆炸相对威力衡量指标的。其 TNT 当量用下式表示：

$$q = Q_{v\mathrm{FAE}} Q_{v\mathrm{TNT}} \tag{9-1}$$

式中，q 为爆轰潜能 TNT 当量；$Q_{v\mathrm{FAE}}$ 为云爆爆热(J/kg)；$Q_{v\mathrm{TNT}}$ 为 TNT 爆热(J/kg)。

爆轰潜能反映的是燃料的威力性能。实际的云爆战斗部爆炸威力大小的影响因素是多方面的，装药结构、分散状态、起爆方式、使用条件等都将影响爆轰潜能向实际爆轰能的转化。有关研究表明[4,5]，云爆潜能的转化率在 0.3～0.6，而 TNT 爆轰潜能的转化率在 0.9 左右。

爆轰潜能法在云爆燃料初步筛选时作为威力参数设计的相对依据具有一定的指导意义。它的不足之处在于忽视了爆炸潜能转换为爆炸能的能量转化率。而爆轰能的转化与分布正是云爆技术要深入研究的重要课题，相对于某一类特定的目标，爆轰能的不同的空间能量分布将产生不同的毁伤效果，爆轰能量的空间分布与特定目标的毁伤效果的关系需进一步研究确定。

9.1.2　爆轰能量法

爆轰能量法[3,6]是用体积比动能，即炸药的能量密度

$$\omega = \rho_0 u^2/2 \tag{9-2}$$

作为炸药能量特性的度量。由质量守恒、动量守恒、能量守恒三大守恒定律得到具有普适性的爆轰波 Hugoniot 方程式

$$e - e_0 = \frac{1}{2}(p + p_0)(V_0 - V) \tag{9-3}$$

当 $p \gg p_0$，有

$$e - e_0 = \frac{1}{2}p(V_0 - V) = \frac{1}{2}\left(\frac{D}{k+1}\right)^2 = \frac{1}{2}u^2 \tag{9-4}$$

式中，e 为爆轰产物比内能；e_0 为炸药初始比内能；p 为 C-J 爆轰压力；p_0 为初始压力；V 为C-J爆轰体积；v_0 为初始体积；k 为绝热指数；ρ_0 为炸药初始密度；D 为爆速。

假设爆轰产物处于热力学平衡状态，爆轰产物的比内能应是温度 T、体积 V 和平衡组成 $\sum X_i$ 的函数

$$e = e(T, V, \sum X_i) \tag{9-5}$$

从式(9-4)和式(9-5)可以看出：$u^2/2$ 代表单位质量炸药的爆轰产物的动能，它不仅描述了内能增量，而且还综合反映了爆压、爆速、爆温、C-J 爆轰体积、产物粒子速度、绝热指数以及产物组成等全部 C-J 爆轰参数。

几种典型炸药爆轰参数[7]及能量密度的计算结果如表 9-1 所示。由表 9-1 中的计算结果可知，$\omega_{8701}/\omega_{TNT} = 3.82/2.46 = 1.56$，而 $\omega_{FAE}/\omega_{TNT} = 1.81\times10^{-4}$，这说明如果用式(9-3)定义的能量密度作为炸药能量特性的量度，可实现高能炸药之间的相对比较，但无法实现云爆燃料与高能炸药之间的比较。

表 9-1　几种典型炸药爆轰参数及能量密度的计算结果

炸药/参数	ρ_0/(kg/m^3)	D/(m/s)	p/MPa	ω/(J/m^3)
TNT	1.64×10	6930	20.7×10	2.46×10
8701	1.72×10	8425	29.6×10	3.82×10
MA	2.00×10	9525	45.8×10	5.77×10
云爆(PO)	1.5	1757	2.033	4.45×10

9.1.3　冲击波能量法

冲击波能量法根据云爆燃料组分特性、化学热力学参数以及爆轰参数，预估云爆在理想条件下发生爆轰所转化的冲击波总能量。用云爆战斗部爆炸产生空气冲击波的能量作为战斗部爆炸威力的量度，并与 TNT 战斗部爆炸冲击波能量比较，得到该战斗部爆炸威力的 TNT 当量。该法假设云雾爆轰时，爆轰产物等熵膨胀，其内能增量全部转化为冲击波能量，冲击波能量可用下式表示[8]：

$$E_s = \frac{p_2 V_1}{k-1}\left[\frac{p_1}{p_2} - \left(\frac{p_1}{p_2}\right)^{1/k}\right] \tag{9-6}$$

式中，E_s 为冲击波能量(J)；p_1 为高压气体的初始压力(Pa)；p_2 为环境压力(Pa)；V_1 为高压气体初始体积(m^3)；k 为绝热指数。

利用该方法可对云爆发生爆轰时的最大输出能量进行计算，但无法对云爆作用区的能量分布特性进行精确描述，因此不能精确描述特殊结构的云爆战斗部爆炸场的实际毁伤威力。

根据能量守恒定律，爆炸状态场冲击波能量只是爆轰能的一部分，爆轰能将提供冲击波能量、破片动能、热辐射能、地振动能量等。冲击波能量占爆轰能的比例受燃料颗粒的粗细程度、云雾的分散状态、爆炸能量的释放速率、弹的种类等诸多因素的影响。云爆战斗部爆炸冲击波的能量只能作为其爆炸威力的评价指标之一。

9.1.4　冲击波参数法

冲击波参数法[9,5,10,11]是以实测的云爆爆炸场冲击波参数作为其爆炸威力的度量的，

并与 TNT 爆炸场冲击波参数比较，得到云爆爆炸威力的 TNT 当量。目前比较成熟的方法是用超压准则作为爆炸威力评价的基础，试验前用 TNT 现场爆炸标定，得到冲击波超压-距离曲线（或关系式），然后在尽可能相同的试验条件下爆炸被试品，得到冲击波超压-距离关系，在一定的冲击波超压范围内，比较得到的两条冲击波超压-距离曲线，经一定的统计方法得到被试品爆炸的 TNT 当量。实测的冲击波超压综合考虑了云雾的状态、起爆条件、能量的释放速率等因素，因此冲击波参数法是一种相对成熟、可行的云爆爆炸威力评价方法。

冲击波参数法也存在一些不足和局限。它忽视了云爆区内综合毁伤效应以及云雾区外的其他毁伤效应（前者正是云爆武器区别于高能炸药武器的独特之处）。

9.1.5　有效作用区面积法

有效作用区面积法[12]是以某一“指标”下云爆爆炸的有效毁伤作用区面积作为其爆炸威力的量度，通过比较云爆爆炸场与相同质量 TNT 爆炸场有效作用区的面积计算得到该云爆爆炸威力的 TNT 当量。通常有两种做法：一是以某一状态场参数（如冲击波峰值超压）的一定值作为标准计算其有效作用区面积；二是选定某一典型目标（如羊）在某一特定的毁伤等级下计算其有效作用区面积。用 A_{FAE}、A_{TNT} 分别表示在相同的试验条件下云爆、TNT 战斗部爆炸冲击波的毁伤面积，定义威力 TNT 当量 $q = A_{FAE}/A_{TNT}$。

有效作用区面积法是一种直观的、有说服力的、常用的爆炸威力评价方法。由于有效作用区的面积大小依赖于一定的“指标”，如果以冲击波超压（或某一典型目标的某一毁伤特征）为指标，取不同的超压值，将得到不同的有效作用区面积及对应的 TNT 当量。这些不同的爆炸威力 TNT 当量，在数据的离散度很大的情况下如何取舍就成了问题。

有效作用区面积是战斗部对目标毁伤能力的最直观度量，可作为云爆武器威力定性综合评价指标之一。然而确定不同目标在不同毁伤等级下的等毁伤曲线不是一项容易的工作，目前，无论在经济方面还是在技术方面都有一定困难。

9.1.6　等效靶方法

等效靶（目标）方法[13,14]是以云爆战斗部爆炸场中等效靶的毁伤特征作为爆炸威力的量度，通过比较云爆战斗部与 TNT 战斗部在相同试验条件下等效靶的毁伤程度，得到待估云爆战斗部爆炸威力的 TNT 当量。

在云爆战斗部现场爆炸试验中，用到了等效测压罐法和等效靶板法。

等效测压罐法：将薄铁皮罐按一定间隔对称布置在以弹心为圆心的径向地面上，通过比较薄铁皮罐的毁伤程度，将其结果作为被试品相对威力性能的量度。此法简单易行，可作为云爆战斗部爆炸压力场测试的辅助方法。

等效靶板法：等效靶评价方法从冲击波超压-冲量准则及靶板毁伤效应的角度，提出云爆战斗部爆炸威力的靶板毁伤效应 TNT 当量评价方法；从靶板与实际目标易损性等效的角度，提出云爆战斗部对目标毁伤效应的等效靶板评价方法。具体做法是选择合适的靶板，通过测量其破坏程度及相应的超压和比冲量值，综合处理后得到建立在靶板毁伤基础上的云爆战斗部威力评价指标，即 P-I 评价指标。该法基于云爆战斗部爆炸状态场

冲击波效应,可评价云爆燃料配方、抛散、引爆、爆轰等过程配套关系及环境影响程度。该法测试设备简单、结果直观、受试验场地环境条件影响小,既可定性评价又可定量评价战斗部爆炸威力。该法需要解决的主要问题有:等效靶的选取及其代表性、等效靶的标定及其测试精度、被选取的等效靶的毁伤状态能否全面反映云爆战斗部爆炸状态场毁伤效应(如冲击波效应、破片效应、地震波效应、热效应等)以及毁伤评价准则、等毁伤曲线等。

以上六种云爆战斗部爆炸威力评价方法是从不同的研究角度出发,采用不同的表达方式,在不同的程度上反映了云爆战斗部爆炸威力的"真值"。

9.2 云爆毁伤评价准则

云爆毁伤评价准则包括冲击波毁伤评价准则、热辐射毁伤评价准则和振动毁伤评价准则等。

9.2.1 冲击波毁伤评价准则

1. 空气冲击波压力参数

1)理想冲击波

在距爆源某一距离处所测到的理想冲击波[15,16]超压-时间历程如图 9-1 所示。图中,p_0 是未受扰动的自由大气压力(环境压力),t_0 时刻冲击波到达,压力突然上升到峰值 p_m,然后在 t_d时刻压力衰减到环境压力,压力进一步下降到 p^- 的部分真空,最后,在 t_e时刻压力回到环境压力 p_0。这里有两点假设:爆炸在一种静止的均匀的大气中发生,并假设爆源是球对称的,爆炸波仅仅是离爆炸源中心的距离及时间的函数;一个理想的自由场冲击波压力传感器不会阻碍冲击波阵面后的流动并且完全跟得上所有的压力变化。

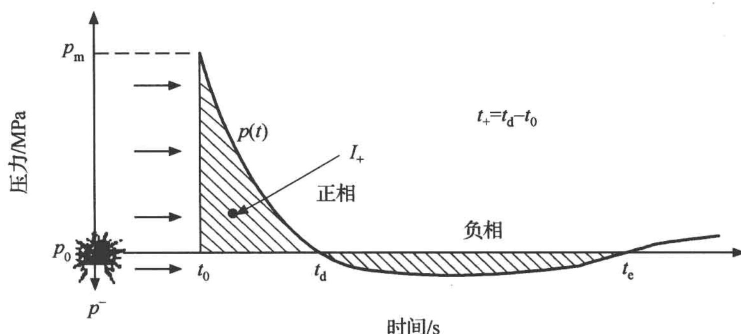


图 9-1 理想冲击波压力-时间历程

2)理想爆炸冲击波参数

冲击波有关的参数[17]有:

(1)冲击波:最大峰值超压不小于 6.9 kPa 的空气压缩波[18]。

(2)环境大气压力:未扰动大气的压力。

(3)冲击波的绝对压力:包括环境大气压力的冲击波压力绝对值 p。

(4) 冲击波超压：在冲击波压缩区内超过波前大气压的这部分压力 $\Delta p = p - p_0$。

(5) 冲击波的峰值压力：冲击波到达时刻的最大压力 p_m。

(6) 冲击波的峰值超压：冲击波到达时刻最大压力超过环境大气压力的压力 Δp_m，$\Delta p_m = p_m - p_0$。

(7) 冲击波正压作用时间：冲击波作用场任意一点超压从环境压力升高到它的最大正超压峰值后再回复到环境压力所需要的时间 t_+。

(8) 冲击波的 p-t 曲线：冲击波作用场任意一点绝对压力 p_t 随时间 t 的衰减曲线。

(9) 冲击波的到达时间：以起爆时刻为基准，冲击波作用场任意一点波阵面到达的时间 t_0。

(10) 冲击波正相比冲量：单位面积的正相总冲量(有时简称为比冲量)，

$$I_+ = \int_{t_0}^{t_+ + t_0} \Delta p(t) \mathrm{d}t \tag{9-7}$$

冲击波负相比冲量：指单位面积的负相总冲量

$$I_- = \int_{t_d}^{t_e} [p_0 - p(t)] \mathrm{d}t \tag{9-8}$$

在考察冲击波与结构物的相互作用时，施加在结构物上的爆炸载荷不仅与爆炸侧向冲击波参数有关，还与结构物的大小、形状、材料组成、在场中的位置以及冲击波的作用方向等因素有关。因此，爆炸侧向冲击波参数并不代表施加于结构物上的真实压力荷载。表征自由冲击波性质的参数还有：介质密度 ρ；质点的速度 u；冲击波波速 D；动压力 $p_u = \rho u^2/2$ 等。

爆炸冲击波的破坏效应不但与爆源的性质有关，而且与被破坏目标的动态响应特性(如自振频率、材料的强度、材料的本构关系等)和毁伤等级密切相关[7]。

描述冲击波对目标的毁伤作用通常用三个基本参数，它们是：波阵面峰值超压(Δp_m)、冲击波正相持续时间或正压作用时间(t_+)和正压比冲量(I_+)。与此相对应的冲击波对目标的毁伤评价准则[15,19,20]有：超压准则、冲量准则和冲量-超压准则。

2. *超压准则*

超压准则认为：只有当冲击波超压大于或等于某一临界值(p_{cr})时，才能对目标造成某一等级的毁伤。

$$\Delta p_m \geqslant p_{cr}, \quad t_+ \geqslant 10T \tag{9-9}$$

式中，T 为目标自振周期。

我国一直沿用苏联的超压准则。超压准则的不足之处在于：它没有考虑超压作用持续时间以及总冲量。在准静态荷载下，即荷载对目标的作用时间相当长的条件下，冲击波峰值超压才对目标毁伤起决定作用。

在冲击波对人员造成的损伤方面，西方国家进行了大量的研究工作。例如，冲击波对人体不同部位的毁伤阈值，以及不同姿势、位置和死亡率下的超压-时间曲线，同时还进行了多种地下掩体中的动物试验，得到了耳膜破裂、肺损伤等著名的伤害准则。相比之下，我国从事爆炸冲击波对人员的毁伤研究较少，相关基础理论研究开展缓慢，但是也已经取

得了某些成果[13]。

1）冲击波对听器的毁伤

人耳是最易遭受冲击波伤害的器官，近年来冲击波对听器的毁伤一直是军事医学研究的重点之一，同时也取得了很大的进展。

人的耳鼓膜损伤程度的差异很大，有轻微损伤如血管充血、上皮损伤等，也有严重的损伤如耳鼓膜破裂甚至穿孔。研究结果表明，冲击波超压达到 35 kPa 就可使人的鼓膜破裂；超压达到 66.2 kPa 可使 50%的人的鼓膜穿孔；超压达到 100 kPa，几乎可以使所有人的鼓膜破裂[21]。

2）冲击波对肺的毁伤

肺是人体中最容易遭受冲击波直接伤害的致命器官。由于肺中含有大量的气囊和气泡，因此肺部能承受的超压值比人体其他内脏低。冲击波达到 300 kPa 时肺部即见损伤。

通过国内外学者的研究得出冲击波对人员整体毁伤的具体数据，见表 9-2。

表 9-2　冲击波超压对人员的毁伤情况[22]

序号	超压值/kPa	毁伤程度	具体毁伤情况
1	<20	安全	安全无伤
2	20～30	轻微	轻微挫伤
3	30～50	中等	听觉、气管损伤；中等挫伤、骨折
4	50～100	严重	内脏受到严重挫伤；可能造成伤亡
5	>100	极严重	大部分人员伤亡

对大部分建筑物来说，冲击波超压是造成其毁伤强弱的决定因素，尤其是玻璃等易破裂变形的部位。建筑物毁伤程度与超压的关系见表 9-3。

表 9-3　建筑物破坏等级与冲击波峰值超压的关系[23]

破坏等级	破坏特征描述										
	等级名称	玻璃	木门窗	砖外墙	木屋盖	钢筋混凝土屋盖	瓦屋面	顶棚	内墙	钢筋混凝土柱	冲击波峰值超压/kPa
一	基本无破坏	偶然破坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	≤1.96
二	次轻度破坏	少部分到大部分块状破坏	窗扇少量破坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	无损坏	8.82～1.96
三	轻度破坏	大部分被破碎	窗扇大量破坏、窗框门窗破坏	出现较小裂缝，最大宽度小于 5 mm，稍有倾斜	木屋面板变形、偶然折裂	无损坏	大量移动	抹灰大量掉落	板条墙抹灰大量掉落	无损坏	24.5～8.82

续表

破坏等级	破坏特征描述										
	等级名称	玻璃	木门窗	砖外墙	木屋盖	钢筋混凝土屋盖	瓦屋面	顶棚	内墙	钢筋混凝土柱	冲击波峰值超压/kPa
四	中度破坏	粉碎	窗扇掉落、内倒、窗框门扇大量破坏	出现较大裂缝，宽度 5～50 mm，明显倾斜，砖垛出现较小裂缝	木屋面板、木屋檩条折裂、木屋架支座松动	出现微小裂缝，最大宽度大于 1 mm	大量移动到全部掀掉	木龙骨部分破坏、下垂	砖内墙出现小裂缝	无损坏	39.2～24.5
五	次严重破坏	—	窗扇、门被摧毁，窗框掉落	出现严重裂缝，宽 50 mm 以上，严重倾斜，砖垛出现较大裂缝	木屋檩条折断，木屋架杆件偶然折裂，支座错位	出现明显裂缝，宽 1～2 mm 修理后能继续使用	—	塌落	砖内墙出现大裂缝	无损坏	53.9～39.2
六	严重破坏	—	—	部分倒塌	部分倒塌	出现较宽裂缝，最大宽度大于 2 mm	—	—	砖内墙出现严重裂缝到部分倒塌	有倾斜	74.48～53.9
七	完全破坏	—	—	大部分到整个倒塌	整个倒塌	砖墙承重的大部分倒塌，钢筋混凝土柱的承重的严重破坏	—	—	大部分倒塌	有较大倾斜	≥74.48

3. *冲量准则*

由于目标的毁伤效应不但取决于冲击波超压，还与超压的持续时间直接有关。为了弥补超压准则的不足，就有了冲量准则。冲击波毁伤的冲量准则认为：只有当作用于目标的比冲量达到某一临界值(I_{cr})时，才能对目标造成相应等级的毁伤

$$I_{+} \geqslant I_{cr} \tag{9-10}$$

当冲击波荷载对目标的作用时间同结构响应时间相比，荷载持续时间很短，即在结构有足够的时间发生明显变形之前，此载荷已被卸去，在这种情况下，结构的最大变形由冲量决定，在同一冲量下，峰值荷载与持续时间的任意组合，将会产生相同的最大变形。冲量准则可应用于小药量在小距离上对目标的局部冲击变形破坏。

冲量准则的不足之处在于它忽视了目标毁伤存在一个最小超压的事实。对一确定目标，当冲击波超压小于某一临界值时，即使超压作用时间再长，也不能对目标造成在同一冲量但具有较高超压的情况下的毁伤效果。

对建筑物来说，决定其毁伤程度的不仅有冲击波超压，而且还有冲击波的冲量。

表 9-4给出了冲击波冲量大小与建筑物毁伤程度之间的关系。

表 9-4 空气冲击波的冲量与建筑物破坏程度关系[24]

冲量值/(kPa·ms)	建筑物破坏程度
10～15	门窗玻璃安全无损
16～20	门窗玻璃局部破坏
50～100	门窗玻璃全部破坏
100～300	门、窗框、隔板破坏,不坚固的砌砖墙、铁皮烟筒被摧毁
300～600	轻型结构严重破坏、输电线铁塔倒塌,大树连根拔起
500～1000	砖瓦结构的房屋被破坏,钢结构建筑物严重破坏

4. 超压-冲量准则

对于相同的目标物,不同类型的爆源,即使在相同的超压下,也将产生不同的毁伤效果。核爆源和云爆爆源在相同的超压下比高能炸药爆源毁伤效果明显,这是因为超压作用时间长,比冲量大;相同类型的爆源,不同的药量,如 TNT 炸药,在相同的比例距离处,虽超压相同,但毁伤效果不同。

表 9-5 是对比两个大爆破毁伤效应的试验结果[20]。试验药量之比为 1∶150,对比距离相同为 4.75 $m/kg^{1/3}$,超压相同。目标物为一块厚为 20.32 cm 的典型的钢筋混凝土墙。目标物的最大变形和转动角分别相差近 1.7 倍和 17 倍,说明在此例情况下,超压准则严重偏离实际。

表 9-5 两种超压荷载对钢筋混凝土墙的破坏效果

药量/kg	超压/kPa	作用时间/ms	最大变形/mm	转动角/(°)	破坏等级
227	1	198	9.144	0.34	轻微
34 050	1	105.4	16.002	6.0	严重

鉴于超压准则和冲量准则的局限性,美国海军武器实验室(NOL)和弹道研究实验室(BRL)经过大量的试验和理论研究,在 20 世纪 70 年代建立了一套压力-冲量破坏准则模型。

爆炸冲击波的"等破坏模型"是由 Sperrazza[25] 首先提出的,他使用目标性质、毁坏水平、爆炸波压力、爆炸波总冲量四个参数作为爆炸冲击波的特征参量和毁伤效应的评价准则。Johnlson[26] 提出了爆炸波破坏的"相似模型",此模型认为:爆源性质、目标性质和破坏等级三者的结合,可以确定爆炸冲击波破坏的唯一模型。

文献[20]研究了瞬变载荷对钢塑性构件的作用,其破坏程度可用总冲量 I 和特征时间 t 两个参数来表征,特征时间和总冲量可从加载数据中通过积分得到

$$t = \frac{2\int_{t_0}^{t_d}(t-t_0)p(t)\mathrm{d}t}{\int_{t_0}^{t_d}p(t)\mathrm{d}t} \tag{9-11}$$

Schumacher[23]也提出了一种修正压力-冲量爆炸波破坏模型。

我国的一些学者也对压力-冲量爆炸冲击波毁伤模型进行了研究。赵衡阳教授[20]等应用 Sperrazza 提出的爆炸冲击波等破坏模型,对我国的一些爆炸"药量-距离-超压-冲量"试验数据进行综合处理,得到了砖木结构民房在不同的毁伤等级下的等毁伤曲线。冯顺山教授[13]等对爆炸冲击波的毁伤进行了系统研究,得到了"等效靶板"在爆炸冲击载荷下的等毁伤曲线。

超压-冲量准则认为:冲击波对目标的毁伤由超压和比冲量共同决定,只有当两者同时达到或超过某一临界值时才能对目标造成一定程度的毁伤作用。

$$(\Delta p_{\mathrm{m}} - p_{\mathrm{mcr}})(I_{+} - I_{+\mathrm{cr}}) \geqslant \mathrm{DN}, \quad T/4 \leqslant t_{+} \leqslant 10T \tag{9-12}$$

式中，DN 代表目标在爆炸冲击波载荷作用下发生某种等级破坏的准数。

从爆炸冲击波的超压-冲量毁伤评价准则可以看出：

(1) 爆炸冲击波的毁伤效果由冲击波本身的性质、目标的性质以及它们之间的相互作用关系共同决定。

(2) 爆炸冲击波的毁伤效果是由作用在目标上冲击波荷载的超压和比冲量共同决定的。

(3) 目标在同一毁伤等级下所对应的冲击波超压和比冲量并不唯一,而是由一系列的超压-比冲量值构成的集合,这种集合形成一条等毁伤曲线。

(4) 超压-冲量准则比超压准则和冲量准则考虑问题更全面,更具普遍意义。

图 9-2 所示为冲击波荷载下刚-塑性结构的响应曲线,受载区可分为三个部分:准静态受载区、冲量受载区和动态受载区,分别与超压准则、冲量准则和超压-冲量准则相对应。不难看出,超压准则和冲量准则只是超压-冲量准则的两个特例。

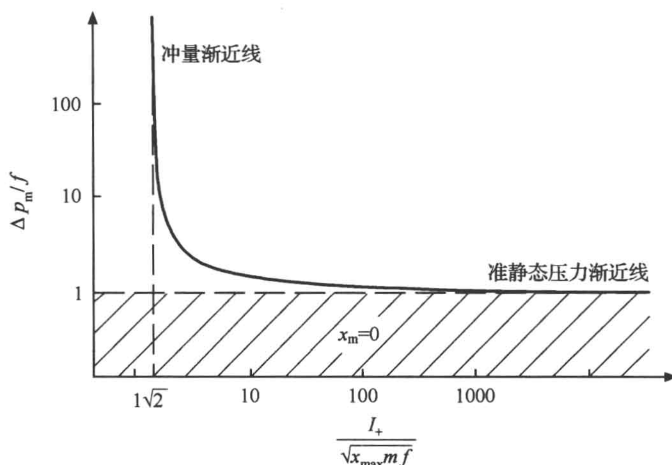


图 9-2　受爆炸冲击载荷的刚-塑性结构的压力-冲量图

9.2.2　热辐射毁伤评价准则

云爆主要是利用爆炸所产生的爆炸波和持续的高温火球对目标进行毁伤的。热效应

最典型的为温压型云爆燃料，它是云爆武器的新一代产品，其爆炸产生的热效应远高于常规高能炸药。因此对作为其毁伤目标主要方式的热辐射毁伤进行研究具有重要的意义[27]。

评价热辐射毁伤的主要参数有火球温度、火球持续时间以及火球热通量和热剂量。相应的热辐射毁伤评价准则有热通量准则、热剂量准则和热通量-热剂量准则。热通量准则认为：热辐射对目标的毁伤程度是由热通量唯一决定的。热通量是指单位时间、单位面积发射或接受的热能。当目标接收的热通量大于目标所能承受的最大热通量值时，目标即被破坏；否则目标就无损伤[10]。

热剂量准则认为：热辐射对目标的毁伤程度是由热剂量唯一决定的。热剂量又称为热强度，是热通量与其作用时间的乘积。当目标接收到的热剂量大于目标所能承受的最大热强度值时，目标即被破坏；否则目标无损伤。

热通量和热剂量准则并不能完全等价，两者有其不同适用的范围。热通量准则的适用范围是热通量对目标的作用时间比目标达到热平衡所需的时间要长；热剂量准则的适用范围是热通量对目标的作用时间非常短，以至于目标接收到的热量来不及散失掉。

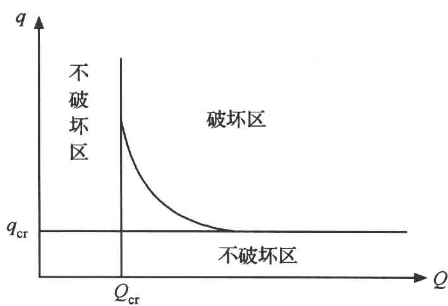


图 9-3　热辐射毁伤热通量-热剂量准则图

热通量-热剂量准则认为：热辐射对目标的毁伤程度是由热通量和热剂量两者共同决定的。目标破坏的临界状态对应 q-Q 平面的一条临界曲线，如图 9-3 所示。

图 9-3 中 q-Q 曲线上方为目标毁伤作用区，曲线下方为目标安全区。两条渐近线 $Q=Q_{cr}$ 和 $q=q_{cr}$ 分别为热通量-热剂量准则中目标毁伤的临界热通量和热剂量。

鉴于上述三个热辐射毁伤评价准则，经过试验得出热辐射对人员的毁伤判据。

热通量准则把热通量值作为对目标毁伤的唯一参数，表 9-6 给出了热通量对人的毁伤阈值。

表 9-6　热通量对人的毁伤阈值

热通量 /(kW/m²)	伤害效应	热通量 /(kW/m²)	伤害效应
37.5	死亡 1 min 内 100%，10 s 内 1%	5.0	暴露 15 s 的痛阈值
25.0	死亡 1 min 内 100%，10 s 内严重烧伤	4.5	暴露 20 s 的痛阈值，一度烧伤
16.0	暴露 5 s 后严重烧伤	4.0	超过 20 s 引起疼痛，但不会起水泡
12.5	1 min 内 1%死亡率，10 s 内一度烧伤	1.75	暴露 1 min 的痛阈值
6.4	暴露 8 s 的痛阈值，20 s 后二度烧伤	1.6	长时间暴露无不适感

热剂量准则把热剂量值作为对目标毁伤的唯一参数，表 9-7 给出了热剂量对人员的毁阈值。

表 9-7　热剂量准则的毁伤阈值

热剂量/(kJ/m²)	伤害效应
1030	引燃木材
592	死亡
392	重伤
375	三度烧伤
250	二度烧伤
172	轻伤
125	一度烧伤
65	皮肤疼痛

热通量-热剂量准则则通过两者的共同作用来评价目标的毁伤程度，表 9-8 给出了热通量-热剂量准则对人员的毁伤数据。

表 9-8　不同热辐射水平下人的暴露极限

辐射热/(kW/m²)	人体暴露极限
35.0～37.5	1 min 内 100%致死；10 s 内 1%致死
25.0	1 min 内 100%致死；10 s 重伤
12.5～15.0	1 min 内 1%致死；10 s 一度烧伤
9.5	8 s 达到疼痛极限，20 s 二度烧伤
4.0～4.5	20 s 以上引起疼痛；可能烧伤；0%致死
1.6	长时间暴露无不适感

9.2.3　振动毁伤评价准则

1. 爆炸地震效应的特征

1）爆炸地震波的强度特征

选用的 TNT 炸药质量与云爆燃料装填量等重，装药中心距离地面高度为 1.2 m，在开阔地段进行试验，得到以垂直地面的质点振动速度分量作为测试对象。

图 9-4 和图 9-5 给出了位于振动峰值附近的地面竖向振动速度和加速的试验结果。显然云雾爆炸所产生的地震效应具有更高的强度。不过，除峰值速度和加速度具有较大的不同外，时间历程的其他部分并没有太大的差异。

根据试验结果，可以得到地面振动峰值速度随距离的变化关系。云爆燃料和 TNT 爆炸所引起的地面竖向振动峰值速度随比距离变化规律如图 9-6 所示。图中还给出了在对数坐标下的线性拟合结果，表明了地面竖向振动峰值速度随距离衰减的趋势，云爆燃料比 TNT 具有更大的衰减指数。这说明虽然在近距离处云爆燃料较 TNT 爆炸具有更高的地震强度，但是当距离超过一定值时，二者将趋于一致。

由于爆炸冲击加载速度很快，如果地面的自然振动频率在几十赫兹，那么在几十毫秒

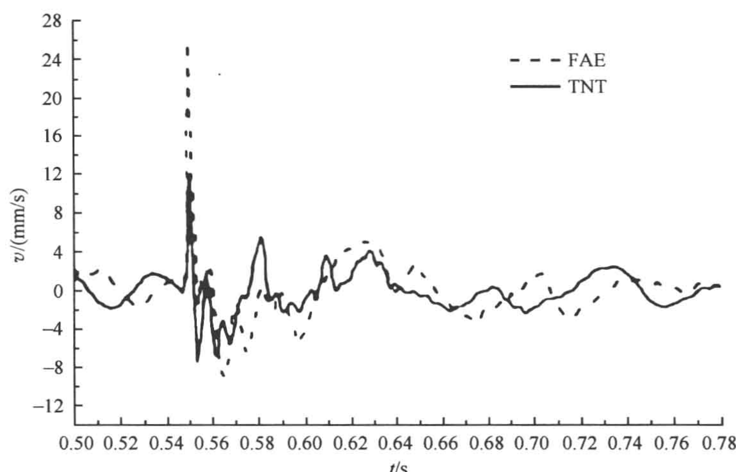


图 9-4　云爆燃料与 TNT 爆炸地面竖向振动速度对比

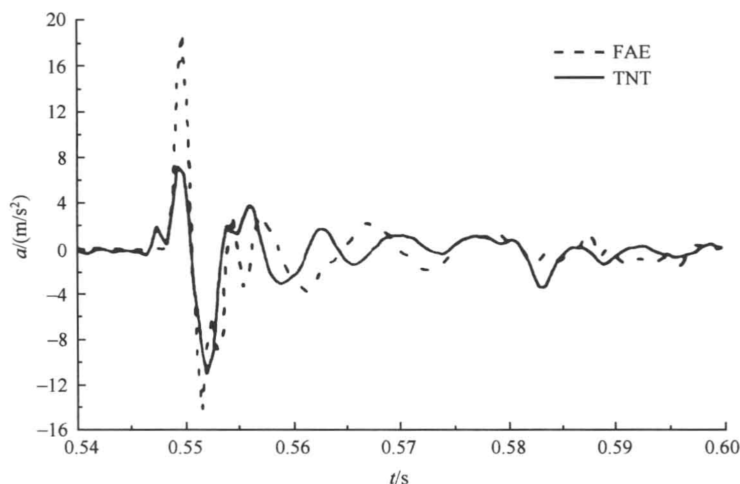


图 9-5　云爆燃料与 TNT 爆炸地面竖向振动加速度对比

时间范围内地面响应具有过渡响应的特点。也就是说，在初始时刻，地面振动的特点主要取决于爆炸加载的特征。这一特征同时也决定了地面振动的最大强度。

离开爆炸中心一定距离处的地面运动持续时间长度主要取决于爆炸正相超压的作用时间长度、地面局部振动的优势频率和地面自由振动的相对阻尼系数[28]。与 TNT 爆炸地震效应相比，在离爆炸中心较近处，云爆燃料爆炸时正相超压作用时间有所增加，但云爆燃料爆炸地震效应的地面振动优势频率偏高，因此二者所引起地面运动的持续时间长度基本上差不多。在离爆炸中心较远处，两种爆炸方式的地震效应具有基本一致的特点，说明二者所引起地面运动的持续时间长度也不存在大的差异。

相同的试验场地条件下装药质量相同的云爆燃料与 TNT 爆炸地震效应的对比性试验结果表明：云爆燃料爆炸所产生的地震效应具有更高的峰值强度；云爆燃料爆炸与 TNT 爆炸所引起地面运动的持续时间长度不存在大的差异。

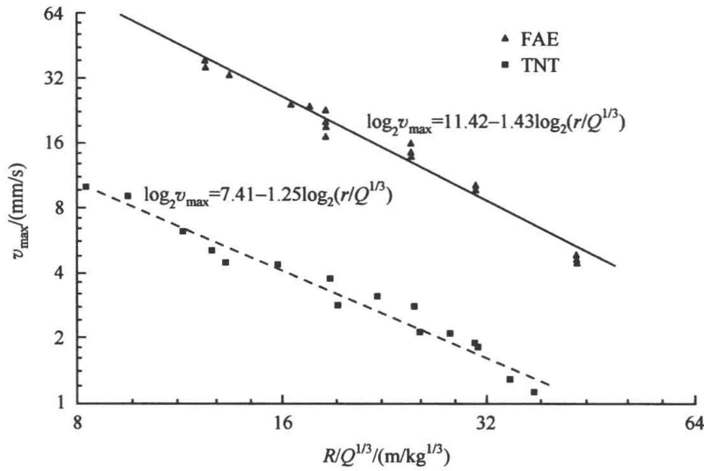


图 9-6　云爆燃料和 TNT 爆炸地面振动峰值速度对比

2）云爆燃料爆炸地震波的频谱特征

对爆炸地面运动幅值和时间历史的分析具有较为直观的优势，不过，考虑到问题的随机性，统计特征分析更为有效。因此提出了爆炸地震效应频谱分析方法。

从 TNT 炸药爆炸地震效应监测结果得到地面竖向加速度的功率谱密度的分布如图 9-7所示。功率谱密度分布存在四个较为明确的振动频率分布带。第一个频率带的优

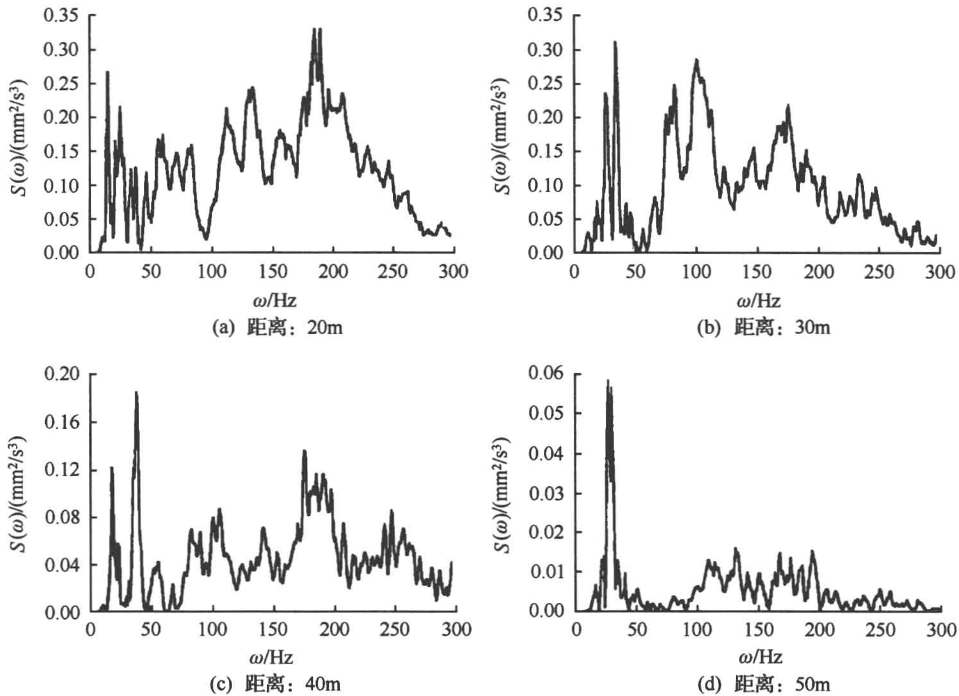


图 9-7　TNT 爆炸时地面竖向加速度的功率谱

势频率约为 25 Hz,第二个频率带的优势频率约为 50 Hz,这两个频率带所跨越的频率范围较窄。在试验测试的距离范围内,都发现了这两个频率带,说明它们对距离变化不是很敏感。第三个频率带所跨越的频率范围在 80～300 Hz,随着距离的增加,该频率带的强度逐渐衰减,并向低频部分移动。第四个频率带是频率大于 300 Hz 的振动分量,它只出现在距离爆炸中心较近处。

从云爆燃料爆炸地震效应监测结果得到的地面振动竖向加速度功率谱密度的分布情况如图 9-8 所示。云爆燃料爆炸地面竖向振动加速度的功率谱依然存在四个主要分布的频率带。第一个频率带与 TNT 爆炸的结果类似,优势频率仍然位于 25 Hz 左右,且为窄带分量。第二频率带位于 50～120 Hz。第三频率带位于 120～250 Hz,这两个频率带以贯通的形式出现,其变化情况比较复杂。第四个频率带为离爆炸中心较近处的高频振动。值得注意的是云爆燃料爆炸时所出现的高频振动分量在强度范围上较 TNT 爆炸时要明显得多。由于其值比较大,而且仅出现在离爆炸中心较近处,因此在图 9-8 中 20 m 处的结果并没有给出这种高频分量的全部信息。

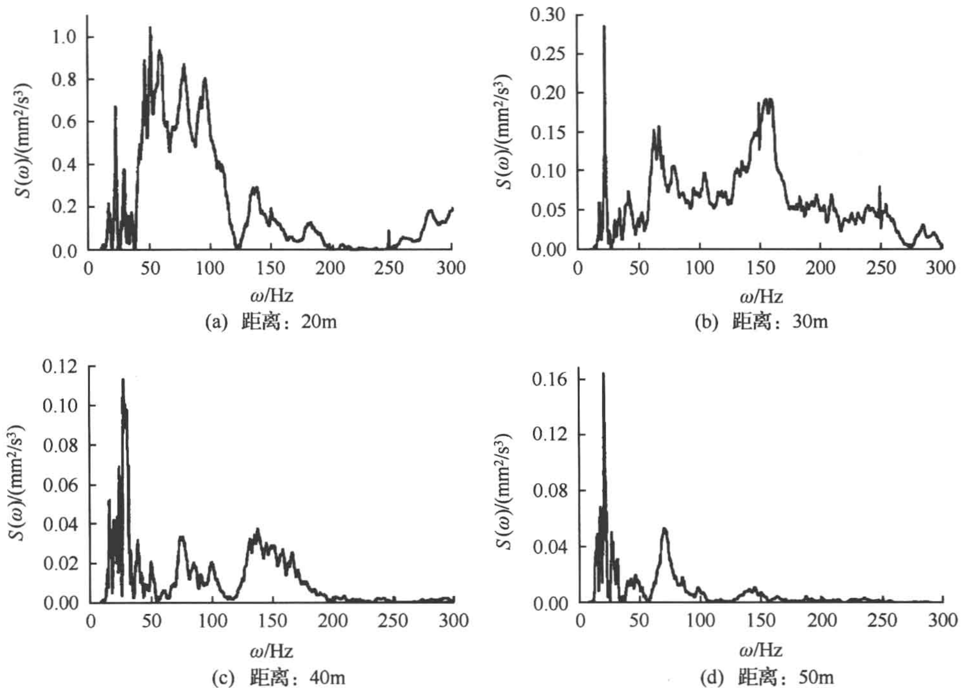


图 9-8　云爆燃料爆炸时地面竖向加速度的功率谱

对比图 9-7 和图 9-8 可以看出,TNT 炸药爆炸和云爆燃料爆炸地面振动的频谱特性存在着较为明显的不同。结合 TNT 炸药爆炸过程与云爆燃料爆炸过程在机理上的差异,不难看出它们在对地面的动态加载性质上的区别。TNT 炸药的作用可以近似为点冲击载荷,而云爆的作用是在一个有限面积范围内的多点加载,从而导致第二和第三频率带分布特征不一样。云爆燃料爆炸时第二和第三频率带可能处于贯通状态,变化规律也比较复杂。在离开爆炸中心较远处，这种加载方式差别的影响逐渐减弱,两种爆炸条件下

的频谱特征开始趋向一致。

相对于 TNT 炸药，云爆燃料爆炸的地面加速度频谱特征趋向于更高和更宽的频率范围，作用强度也比较高。

2. 振动参量

爆炸使在均匀弹性介质中的质点作简谐运动，其运动参量可用位移 X，速度 v 和加速度 a 来表示，表达式为

$$X = A\sin\omega t \tag{9-13}$$

$$v = \omega A\sin(\omega t + \pi/2) \tag{9-14}$$

$$a = \omega^2 A\sin(\omega t + \pi) \tag{9-15}$$

式中，ω 为角频率；A 为振幅最大值；t 为时间。

在评定质点振动时，通常只取波形图上最大振幅值，即 $X = A$，$V = \omega A = a/2\pi f$，$a = \omega^2 A = 2\pi f v$。

由上述表达式可见，测得 3 个物理量中的 1 个，就可以确定其他 2 个。但爆炸地震波是一个瞬态的复杂波，介质质点的振动不是稳态的正弦运动，因此 3 个物理量在数值换算中必然存在较大误差。美国矿业局的计算表明，当假定介质中质点做简谐运动时，则由位移或加速度换算的速度值都低于直接记录的速度值。因此实际观测中最好是直接测量所需的物理量。

采用质点振速作为衡量和描述爆炸振动强度标准，比采用位移和加速度更能排除土壤因素的影响，因振速不随土壤改变而发生大的变化，且与建筑物的破坏特征关系较密切。因此，对云爆产生的震动毁伤采用振动速度进行评价更为合理。

3. 振动评价准则

爆炸激发的地震波对于建筑的危害是不可忽视的。通常地震波对建筑的危害主要体现在振动的影响上。与天然地震相比，炸药激发的振动具有幅值大、频率高、衰减快和持续时间短等特点。振动幅度越大，持续时间越长，对建筑物的危害越大。结构力学理论认为：建筑物等大型固体结构存在自振现象，并存在固有的自振频率。振动“载荷”的频率与建筑物自振频率越接近，共振越明显，对建筑的危害越大。建筑物的自振频率一般小于 10 Hz，而爆炸激发的地震波频带较宽，不同频率的地震波振动幅度不相同，存在相应的主频，一般在 20 Hz 以上。不同的建筑物对于不同频率振动的允许标准不同，表 9-9 给出了典型建筑的振动安全允许标准[29]。

表 9-9　典型建筑物振动安全允许标准

序号	保护对象类别	安全允许振速/(cm/s)		
		<10 Hz	10～50 Hz	50～100 Hz
1	土窑洞、土坯房、毛石房	0.5～1.0	0.7～1.2	1.1～1.5
2	一般砖房、非抗震大型砌块建筑物	2.0～2.5	2.3～2.8	2.7～3.0

续表

序号	保护对象类别	安全允许振速/(cm/s)		
		<10 Hz	10～50 Hz	50～100 Hz
3	钢筋混凝土结构房屋	3.0～4.0	3.5～4.5	4.2～5.0
4	一般古建筑与古迹	0,1～0,3	0.2～0.4	0.3～0.5
5	水工隧道	—	7.0～5.0	—
6	交通隧道	—	10～20	—
7	矿山巷道	—	15～30	—
8	水电站及发电厂中心控制室设备	—	0.5	—
9	新浇大体积混凝土	—	2.0～3.0	—

通过测量云爆在不同位置处的振动速度，对比上述建筑物振动安全允许标准中的安全允许振速，即可评价其产生的振动危害。另外，也可采用相同位置处的振动速度作为参量，采用下面介绍的 TNT 当量评价方法，进行评价。

9.3 云爆 TNT 当量计算

下面基于云爆冲击波峰值超压测试方法，介绍其 TNT 当量求算方法[30]。

9.3.1 计算方法

1. 单发云爆战斗部 TNT 当量计算

单发云爆战斗部爆炸实测峰值超压计算 TNT 当量方法和过程如下所述。

1) TNT 当量计算

在单发云爆战斗部爆炸试验中，在第一条测试线大致均匀分布的不同半径 R_j ($j=1,2,\cdots,m;m\geqslant 6$)上，分别测得 m 个冲击波峰值超压 $\Delta\bar{p}_{mj}$ ($j=1,2,\cdots,m;m\geqslant 6$)，代入已确定系数的 TNT 炸药公式(8-12)，得到至少 m 个 TNT 当量值 Q_j ($j=1,2,\cdots,m;m\geqslant 6$)，可用式(9-16)求出平均 TNT 当量 $\bar{Q}_{11}$，用式(9-17)求标准不确定度 σ_{11}。

$$\bar{Q}_{11}=\frac{1}{m}\sum_{j=1}^{m}Q_j \tag{9-16}$$

$$\sigma_{11}=\left[\frac{1}{m(m-1)}\sum_{j=1}^{m}(Q_j-\bar{Q}_{11})^2\right]^{1/2} \tag{9-17}$$

因此，利用第一条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量为

$$Q_{11}=\bar{Q}_{11}\pm\sigma_{11} \tag{9-18}$$

式中，Q_{11} 为第一条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量(kg)；$\bar{Q}_{11}$ 为第一条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量的平均值(kg)；σ_{11} 为第一条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量的标准不确定度(kg)。

按照与第一条测试线同样的计算方法，得到第二条测试线上的平均 TNT 当量 $\bar{Q}_{12}$ 和

标准不确定度 σ_{12}。则第二条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量为

$$Q_{12} = \bar{Q}_{12} \pm \sigma_{12} \tag{9-19}$$

式中，Q_{12} 为第二条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量(kg)；$\bar{Q}_{12}$ 为第二条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量的平均值(kg)；σ_{12} 为第二条测试线上测得的峰值超压确定的 TNT 当量的标准不确定度(kg)。

2) 极差法确定标准不确定度

从式(9-18)和式(9-19)可以看出，对于单发爆炸试验，利用两条测试线实测峰值超压确定的 TNT 当量相当于 4 个值，即 $Q_1 = \bar{Q}_{11} + \sigma_{11}$，$Q_2 = \bar{Q}_{11} - \sigma_{11}$，$Q_3 = \bar{Q}_{12} + \sigma_{12}$，$Q_4 = \bar{Q}_{12} - \sigma_{12}$，其平均值 $\bar{Q}_1 = (Q_{11} + Q_{12})/2$。

标准偏差采用式(9-20)计算

$$s(\bar{x}) = (Q_{max} - Q_{min})/d_k \tag{9-20}$$

式中，$s(\bar{x})$ 为标准偏差；Q_{max} 为 TNT 当量的最大值；Q_{min} 为 TNT 当量的最小值；d_k 为极差法的系数，与样本量 k 的关系在表 9-10 中给出。

表 9-10　极差法的系数 d_k

k	2	3	4	5	6	7	8	9	10
d_k	1.13	1.69	2.06	2.33	2.53	2.7	2.85	2.97	3.08

极差法确定的标准不确定度用式(9-21)计算

$$\sigma_f = s(\bar{x})/\sqrt{k} \tag{9-21}$$

式中，σ_f 为极差法确定的标准不确定度；$s(\bar{x})$ 为标准偏差；k 为样本数量。

3) 标准不确定度计算

置信度为 0.95 时，利用 TNT 爆炸试验确定的式(8-12)引入云爆爆炸 TNT 当量的相对标准偏差为

$$\frac{s_T}{\bar{Q}} \approx 2 \times \zeta\% \tag{9-22}$$

假设测量值在允许误差极限范围内的概率分布为均匀分布，则利用式(8-13)引入云爆爆炸 TNT 当量的标准不确定度为

$$\sigma_T = s_T/k_T \tag{9-23}$$

式中，σ_T 为因使用式(8-13)计算 TNT 当量引入的标准不确定度；k_T 为概率分布的置信因子，此处，$k_T=\sqrt{3}$。

4) 合成标准不确定度

合成标准不确定度 σ_c 用式(9-24)计算。

$$\sigma_c = \sqrt{\sigma_f^2 + \sigma_T^2} \tag{9-24}$$

5) 扩展不确定度

置信水平为 0.95 时，扩展不确定度可用式(9-25)计算。

$$u_1 = 2\sigma_c \tag{9-25}$$

6) 单发 TNT 当量

对单发云爆爆炸 TNT 当量计算结果可用式(9-26)表述。

$$Q_1 = \bar{Q}_1 \pm u_1 \tag{9-26}$$

2. 多个云爆装药战斗部爆炸试验 TNT 当量的计算

如果用 N 个相同的云爆战斗部试验来评价爆炸威力,那么按照上述单发云爆提供的 TNT 当量计算步骤和方法分别求出第 i ($i=1,2,\cdots,N$)个云爆战斗部的 TNT 当量,用式(9-27)表示。

$$Q_i = \bar{Q}_i \pm u_i \tag{9-27}$$

式中,Q_i 为第 i 个云爆战斗部的爆炸 TNT 当量;$\bar{Q}_i$ 为第 i 个云爆战斗部的两条测试线上的平均 TNT 当量;u_i 为第 i 个云爆战斗部的爆炸 TNT 当量的扩展不确定度。

N 个云爆战斗部爆炸 TNT 当量的可能值为:$\bar{Q}_1+u_1$,$\bar{Q}_1-u_1$,$\bar{Q}_2+u_2$,$\bar{Q}_2-u_2$,$\cdots$,$\bar{Q}_i+u_i$,$\bar{Q}_i-u_i$。其算术平均值可用式(9-28)计算,标准不确定度用式(9-29)计算。扩展不确定度用式(9-25)计算。

$$\bar{Q} = \frac{\sum_{i=1}^{N} \overline{Q_i}}{N} \tag{9-28}$$

$$\sigma = \left[\frac{1}{2N(2N-1)}\sum_{i=1}^{N} (\overline{Q_i} \pm u_i - \bar{Q})^2\right]^{1/2} \tag{9-29}$$

N 个云爆战斗部爆炸 TNT 当量测量结果的最终表述用式(9-30)表示

$$Q = \bar{Q} \pm u\text{kgTNT} \tag{9-30}$$

3. 云爆战斗部的比当量计算

每一发云爆战斗部爆炸 TNT 当量测量结果的最终表达式(9-27)与云爆战斗部装药质量 m_F 之比,即为每发云爆战斗部爆炸的比当量 q_i。

$$q_i = (\bar{Q}_i \pm u_i)/m_F \tag{9-31}$$

N 发云爆战斗部爆炸 TNT 当量测量结果的最终表达式(9-30)与云爆战斗部装药质量 m_F 之比,即为 N 发云爆战斗部爆炸的比当量 q。

$$q = (\bar{Q} \pm u)/m_F \tag{9-32}$$

9.3.2 试验结果评定

云爆战斗部爆炸威力的评定采用实测的综合比当量参数 q 和扩展不确定度 u 来表述,q 较大说明燃料的爆炸威力较高,u 较小说明燃料的爆炸稳定性较好。

参考文献

[1] Baker Q A. Pros and Cons of TNT Equivalence for Industrial Explosion Accidents. International Conference and Workshop on Modeling and Mitigating the Consequences of Accidental Releases of Hazardous Materials, May 20.

24,1991.
[2] 纳乌门科 И А,彼德洛维奇 И Г. 原子爆炸冲击波. 俞才良译. 北京:国防工业出版社,1958
[3] 北京工业学院八系. 爆炸及其作用 (上、下). 北京:国防工业出版社,1979
[4] 惠君明. 燃料空气炸药威力评判的讨论. 兵工学报. 火化工分册,1995,(2):50-54
[5] 王宜静. 云爆武器的威力效应//爆炸力学专业委员会. 第四届爆轰学术会议资料(下). 河北:爆炸力学专业委员会,1994
[6] 吴雄. 含能材料能量评价准则的讨论. 含能材料,1993,(1):21-26
[7] 孙业斌,惠君明,曹欣茂,等. 军用混合炸药. 北京:兵器工业出版社,1995
[8] 于驶. 大型战斗部杀伤威力综合试验方法的研究. 第四届榴弹技术交流会,1989
[9] 郭美芳. 俄罗斯新兵器手册. 北京:兵器工业出版社,1998
[10] 张春云. 云爆弹的破坏效应. GF-HY86257. 华东工学院,1985
[11] 梁新杰. 爆炸冲击波压力测试及杀伤力的探讨//中国兵工学会测试技术学会. 中国兵工学会第五届测试技术学年会论文集(1),1990:265-278
[12] 惠君明,刘荣海,彭金华等. 燃料空气炸药威力的评价方法. 含能材料,1996,(3):123-128
[13] 冯顺山,王海福. FAE 战斗部威力及毁伤效应评价方法. 爆炸与冲击,2006,26(2):179-182
[14] 曹兵. 靶板等效方法研究. 弹箭与制导学报,2003(3):122-123
[15] BakerW E,Cox P A, Westine P S,et al. Explosion hazards and evaluation. ELSEVIER,1983
[16] 亨利奇(Henych J). 爆炸动力学及其应用. 熊建国译. 北京:科学出版社,1987
[17] 贝克 W E. 空中爆炸. 北京:原子能出版社,1982
[18] 国防科学技术工业委员会. 常规兵器发射或爆炸时脉冲噪音和冲击波对人员听觉器官损伤的安全限制. GJB2A-96,1996
[19] Lavoie L. Fuel-Air Explosives,Weapons, and effects. Military Technology. 1989,(9):64-70
[20] 赵衡阳,等. P-I 爆炸波破坏准则//爆炸力学专业委员会. 第四届爆轰学术会议资料 (上). 爆炸力学专业委员会,1994
[21] Sperrazza J. Dependence of External Blast Damage to A25 Aircraft on Peak Pressure and Impulse. BRL Memorandum Report 575,AD378275(September 1951)
[22] Johnson O T. A Blast-damage Relationship. BRL Report NO. 1389,1967,9. AD388909
[23] Schumacher R N. A Modified Pressure-impulse Blast Damage Model. AD-A036196
[24] Baker Q A. Pros and cons of TNT equivalence for industrial explosion accidents. International Conference and Workshop on Modeling and Mitigating the Consequence of Accidental Release of Hazardous Materials, May 20. 24,1991
[25] Sperrazza J. Dependence of External Blast Damage to A25 Aircraft on Peak Pressure and Impulse. BRL Memorandum Report 575,AD378275(September 1951)
[26] Johnson O T. A Blast-damage Relationship. BRL Report NO. 1389,1967,9. AD388909
[27] 于驶. 大型战斗部杀伤威力综合试验方法的研究. 第四届榴弹技术交流会,1989
[28] Crandell F J. Ground vibration due to blasting and its effect on structures. J. Boston Soc. Civil. Eng. ,1949,36(2):222-245
[29] 国务院法制办公室政法司. 民用爆炸物品安全管理条例释义. 北京:中国市场出版社,2006
[30] 中华人民共和国国家军用标准. 燃料空气炸药(FAE)类弹种爆炸参数测试及爆炸威力评价方法. GJB 5412-2005,2005